

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

定点滞空飛行試験後の膜材残留強度及び試験法評価

前川 昭二，田中 公人，濱口 泰正

2007年3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報告

JAXA Research and Development Report

定点滞空飛行試験後の膜材残留強度及び試験法評価

Study on the Residual Strength and the Test Method for Envelope Materials
after Low Altitude Stationary Flight Test

前川 昭二^{*1}, 田中 公人^{*2}, 濱口 泰正^{*3}

Shoji MAEKAWA^{*1}, Kimito TANAKA^{*2} and Yasumasa HAMAGUCHI^{*3}

- * 1 航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム
Unmanned and Innovative Aircraft Team, Aviation Program Group
- * 2 総合技術研究本部／航空プログラムグループ 安全・品質保証室
Safety and Quality Assurance Office, Institute of Aerospace Technology/Aviation Program Group
- * 3 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

2007年3月

March 2007

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

定点滞空飛行試験後の膜材残留強度及び試験法評価*

前川 昭二^{*1}, 田中 公人^{*2}, 濱口 泰正^{*3}

Study on the Residual Strength and the Test Method for Envelope Materials after Low Altitude Stationary Flight Test*

Shoji MAEKAWA^{*1}, Kimito TANAKA^{*2} and Yasumasa HAMAGUCHI^{*3}

Abstract

The Low Altitude Stationary Flight Test was conducted at Taiki-cho, Hokkaido in 2004 as a part of the Stratospheric Platform development. High strength and lightweight envelope materials such as Vectran and Zylon were applied to the test vehicle and they have proven to have sufficient performances in the flight test.

However, these materials are known to deteriorate during operation and measures to prevent deterioration caused by exposure to sunlight and ultraviolet rays are issues for their long life operation. Accordingly, data on their deterioration characteristics were obtained and the materials were applied to the Low Altitude Stationary Flight Test Vehicle after confirming durability. Nevertheless, the deterioration characteristics under actual operation are still very important data for the coming development.

After the flight test, the envelope materials were cut off from the test vehicle and tested with spare materials and monitor materials placed on the top of the hull during the flight test. Test parameters were tensile strength at room and high temperatures, tear strength at room temperature, and creep strength at high temperature, all of which are important in the design.

Before starting the test, test methods were investigated and the rigorous methods specified by JIS and FED-STD were adopted. The tensile strengths of the spare materials were found to be about 20% higher than the development test results. It was possible to obtain their intrinsic material properties by selection of the proper test method. In other words conservative data were used in the design of the test vehicle.

The Vectran envelope material showed a 10% reduction in tensile strength after the flight test. The Zylon envelope material, whose layer composition differs from that being developed for a stratospheric platform, showed a large reduction. The Zylon envelope material, which was developed for a stratospheric platform, showed almost no deterioration. This result made it clear that improper selection of the protective layer induces deterioration.

Regarding the creep strength of the joint specimen, the test results after the flight test showed longer life than those of the development test. The specimen production method in the development test seems inappropriate. The Zylon envelope material which showed very short creep life in the development test did not rupture after 1,000 hours. Thus Zylon has demonstrated excellent creep strength.

Valuable data on envelope materials after the flight test were obtained. It became clear that proper test method selection is very important for such high strength materials.

Keywords: airship, envelope, test method, Vectran, Zylon, Power Rip, Eval, Tedlar, tensile strength, tear strength, creep strength

* 平成19年2月20日受付 (received 20 February, 2007)

*1 航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム
(Unmanned and Innovative Aircraft Team, Aviation Program Group)

*2 総合技術研究本部/航空プログラムグループ 安全・品質保証室
(Safety and Quality Assurance Office, Institute of Aerospace Technology/Aviation Program Group)

*3 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)

概 要

成層圏プラットフォーム開発の一環として、2004年に北海道大樹町において定点滞空飛行試験が実施された。ベクトラン及びザイロンを基布とする高強度軽量膜材が本試験機に適用され、飛行試験においてその性能が十分であることを証明した。

しかしながらこれらの膜材は運用によって劣化することが知られており、太陽光や紫外線に対する劣化対策が長期運用上の課題である。勿論、開発試験において環境劣化特性データを取得し、問題ないことを確認した上で実機に適用しているが、実際の運用環境下での劣化特性は、今後の開発に非常に貴重なデータとなる。

そのため飛行試験終了後、実機から膜材を切り出し、保存しておいた補用品膜材および実機上に配置していた劣化モニタ膜材と共に各種試験を実施した。試験項目は、設計上重要と考えられる常温及び高温での引張強度、常温での引裂き強度、高温クリープ強度を選定した。

試験を実施するに当たって試験法の調査を行い、JIS規格やFED-STDに則った膜材特有の試験法を採用した。その結果、補用品のデータが開発試験結果と比べて20%程度高い値を示し、適切な試験法によって材料本来の特性が取得できたと考えられる。換言すれば定点滞空試験機は安全側の設計値を使用していたことになる。

ベクトラン膜材は飛行試験によって10%程度の引張強度低下が観測された。一方、ザイロン膜材は、本来成層圏プラットフォーム用に開発されたものと層構成が異なり、飛行試験によってかなりの強度低下が見られた。成層圏プラットフォーム用に開発されたものは劣化が殆どなく、保護膜の選定が不適切な場合には劣化することが判明した。

接合部のクリープ強度については、飛行試験後の膜材の寿命が開発試験に比べて長くなった。接合部の供試体の作成方法に問題があったと推定される。特に開発試験では短時間で破断していたザイロン膜材は、1,000時間でも全く破断せず、非常に良好なクリープ特性を有することが判明した。

今後の開発に有用な飛行試験後の膜材データが取得できた。また高強度膜材に対する試験法の重要性が認識された。

1. まえがき

長期間の弱風が期待できる成層圏に無人飛行船を長期滞空させ、通信放送や地球観測の基地とする成層圏プラットフォーム（SPF）の計画が検討されてきた^{1,2)}。その開発の一環として、2004年に北海道の大樹町において定点滞空飛行試験が実施され、全長70m弱の無人軟式飛行船を自律制御によって高度4kmに定点滞空させることに成功した³⁾（図1）。

通常の広告宣伝等に使用されている有人飛行船は40～75mのサイズであるが、空気の希薄な成層圏を飛行する成層圏プラットフォームは250m程度の大きさが想

定されており、高強度軽量の膜材が必要とされる^{4,6)}。そのためにベクトラン[®]（PA、ポリアリレート、クラレ）及びザイロン[®]（PBO、ポリパラフェニレンベンズビスオキサゾール、東洋紡）を基布とする膜材を開発し、世界最高水準の比強度を達成した。

これらの膜材は定点滞空試験機に使用され、飛行試験においてその性能が十分であることが証明された^{7,8)}。しかしながら飛行船の膜材は使用環境によって劣化することが知られており⁹⁾、特に最新の高強度繊維を使用しているベクトランやザイロンは、太陽光や紫外線による劣化対策が長期運用上の課題であり、保護膜の積層により劣化防止を図っている¹⁰⁾。勿論、開発試験において環境劣化特性データを取得し、問題ないことを確認した上で実機に適用している。

環境による劣化のため、飛行船の膜材の安全率は、耐空性審査要領や諸外国の基準で5あるいは4と規定されている^{11,12)}。そのため開発時には大きな余裕を持った設計となり、構造重量軽減の妨げとなっている。成層圏プラットフォームにおいては重量軽減が成立性の鍵であり、そのためには安全率を低減させることも必要であり、既に米国では安全率を下げた設計を進めていると言われている。耐空性審査要領等で規定される安全率を下げるためには、実機の運用による環境劣化のデータを蓄積し、低い安全率を適用しても安全性に問題がないことを証明していくことが重要である。



図1 定点滞空飛行試験

表1 引張試験項目 (V; ベクトラン膜材, Z; ザイロン膜材, ×; 供試体なし, -; 試験せず)

膜材方向	温度	開発試験*1	劣化モニタ@2004*1	補用品*2	劣化モニタ@2006*2	実機品*2
Warp	-40℃	V/Z	-/×	-/-	-/×	-/-
	RT	V/Z	V/×	V/Z	V/×	V/Z
	40℃	V/Z	-/×	-/-	-/×	-/-
	50℃	V/Z	-/×	-/-	-/×	-/-
	65℃	V/Z	-/×	V/Z	V/×	V/Z
Weft	-40℃	V/Z	×/-	-/-	×/-	-/-
	RT	V/Z	×/Z	V/Z	×/Z	V/Z
	40℃	V/Z	×/-	-/-	×/-	-/-
	50℃	V/Z	×/-	-/-	×/-	-/-
	65℃	V/Z	×/-	V/Z	×/Z	V/Z
Joint (Weft)	-40℃	V/Z	-/×	×/×	-/×	-/-
	RT	V/Z	V/×	×/×	V/×	V/Z
	40℃	V/Z	-/×	×/×	-/×	-/-
	50℃	V/Z	-/×	×/×	-/×	-/-
	65℃	V/Z	-/×	×/×	V/×	V/Z

注) *1 メーカー試験, *2 JAXA 試験

そのため飛行試験終了後、実機から膜材を切り出し、保存しておいた補用品膜材及び実機上に配置していた劣化モニタ膜材とともに各種試験を実施した¹³⁾。試験項目は、設計上重要と考えられる常温及び高温での引張強度、常温での引裂き強度、高温クリープ強度を選定した。引張強度は膜材一般部の縦糸方向 (Warp) と横糸方向 (Weft) 及び接合部 (横糸方向)、引裂き強度は一般部 (縦糸方向及び横糸方向) のみ、クリープ強度は接合部 (横糸方向) のみについて実施した。引張試験の試験項目の詳細を表1に示す。補用品は膜材のロールであり、接合部は無いため接合部の試験項目は無い。劣化モニタ膜材についても種類が限定されており、試験項目もそれに伴って限定されている。

今回、膜材の試験を実施するに当たり、飛行船用の膜材の試験法について調査を実施した。試験法はJIS規格や諸外国の規格に定められているが、詳細については幅があり、メーカーによって適用されている試験法に差があった。そのためデータの信頼性に疑問があった。高強度膜材の試験法の統一を図るために、最も適当と考えられる試験法を採用し、データを取得することにした。

2. 定点滞空試験機

定点滞空試験機の三面図を図2に、諸元を表2に示す。全長68.4mの軟式飛行船であり、船体エンベロープには前中後3個のバロネット (空気囊) が内装されている。尾翼はアルミ製フレームの上に膜材を張り、軽量化を図

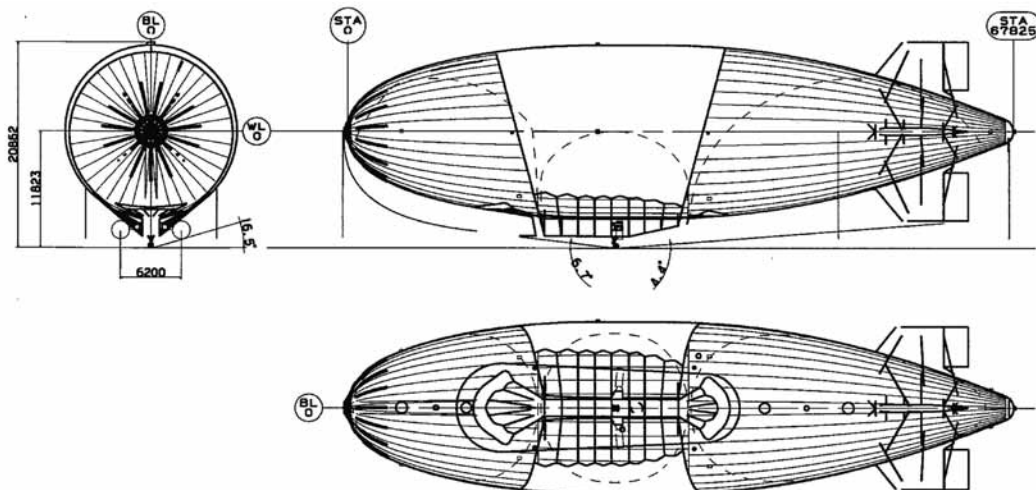


図2 定点滞空試験機三面図

表2 定点滞空試験機諸元

項目	諸元	備考
全長	68.4m	
全幅	17.5m	エンベロープ最大直径
全高	20.9m	垂直尾翼，外部コンパートメント，脚含む
船体最大容積	10660m ³	
前方パロネット容積	1790m ³	
中央パロネット容積	1050m ³	
後方パロネット容積	2420m ³	
全備質量	6400kg	ヘリウム・空気質量は除く

っている。エンジンや航法・制御機器を搭載している外部コンパートメントはアルミ製であるが，前方のミッション機器搭載部のパネルのみGFRP複合材製である。

エンベロープ膜材としては，ベクトランを基布とする膜材（以下ベクトラン膜材と言う。図3。厚さ0.223mm，密度196g/m²）とザイロンを基布とする膜材（以下ザイロン膜材と言う。図4。厚さ0.221mm，密度208g/m²）が候補に挙がり，ベクトラン膜材がエンベロープに適用された。ベクトラン基布は200デニールの糸を縦糸方向，横糸方向ともに44本／インチ，ザイロン基布は250デニールの糸を縦糸方向に45本／インチ，横糸方向には40本／インチで製織したものである。ザ

イロン膜材は運用環境での劣化を調べるために上部垂直尾翼に適用された。エンベロープには内圧が負荷されている。設計圧力は390～590Paであるが，構造設計上は安全側に290～690Paを用いた。尾翼はアルミ・フレームに膜材が張られた構造であるが，内圧はかけられていない。積層に使用されているエバール®（EVOH，エチレンービニルアルコール共重合体樹脂，クラレ）は，ヘリウムガスの漏洩防止用であり，現在入手可能な膜材料の中で最小のヘリウム透過率を示す。

軽量化のためにパロネットにはパワーリップ®（ポリエステル，帝人）を基布とする膜材（以下パロネット用パワーリップ膜材と言う。図5。厚さ0.099mm，密度100g/m²）を適用し，ザイロン膜材を適用した上部垂直尾翼以外の尾翼については尾翼用パワーリップ膜材（図6。厚さ0.14mm，密度90g/m²）を使用した。

なおザイロン膜材の層構成は，成層圏プラットフォーム用に開発されているもの（図7^{14,15}）とは異なっており，本試験機用に別途開発されたものである。前者ではアルミ蒸着されたテドラー®（PVF，ポリフッ化ビニル樹脂フィルム，デュポン）を積層しており，この積層構成では，半年間の屋外暴露を模擬したキセノン照射試験及び50ppmのオゾンの24時間照射試験によって，耐環境性に問題ないことが確認されている（図8¹⁴）。本試験機に適用されたものは，異なるメーカーによって開発され

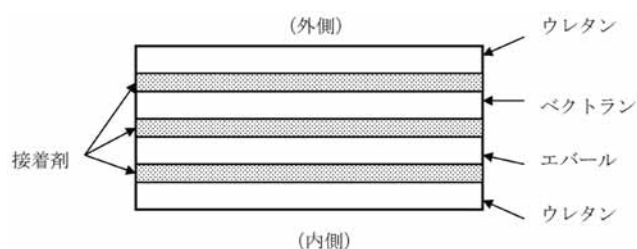


図3 ベクトラン膜材の層構成

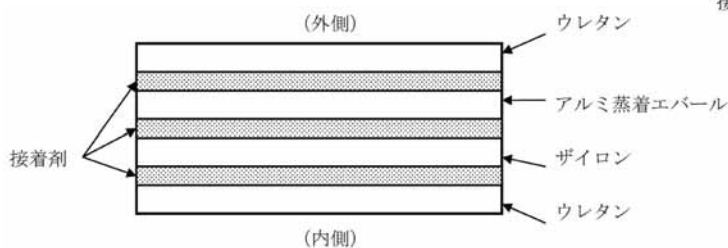


図4 ザイロン膜材の層構成

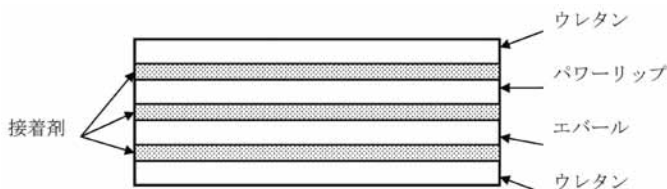


図5 パロネット用パワーリップ膜材の層構成

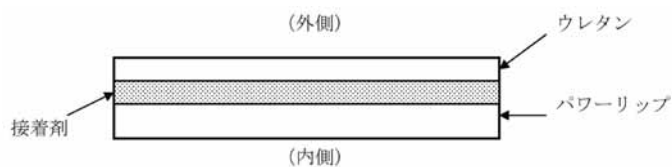


図6 尾翼用パワーリップ膜材の層構成

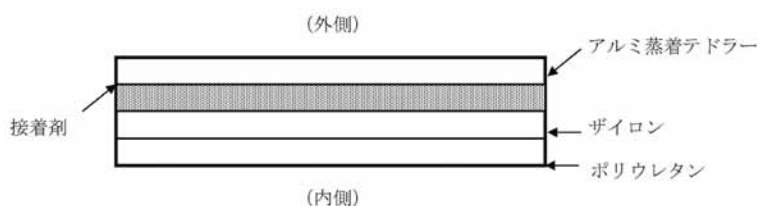


図7 成層圏プラットフォーム用ザイロン膜材の層構成

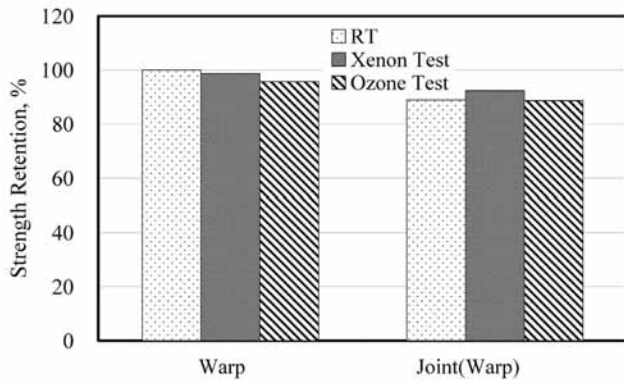


図8 成層圏プラットフォーム用ザイロン膜材の環境劣化特性 (Z2929T-AB, 厚さ0.16mm, 密度157g/m²)

た別の積層構成の膜材であることに注意する必要がある。なおベクトラン膜材は、成層圏プラットフォーム用に開発されてきたものを改良して、本機に適用した。

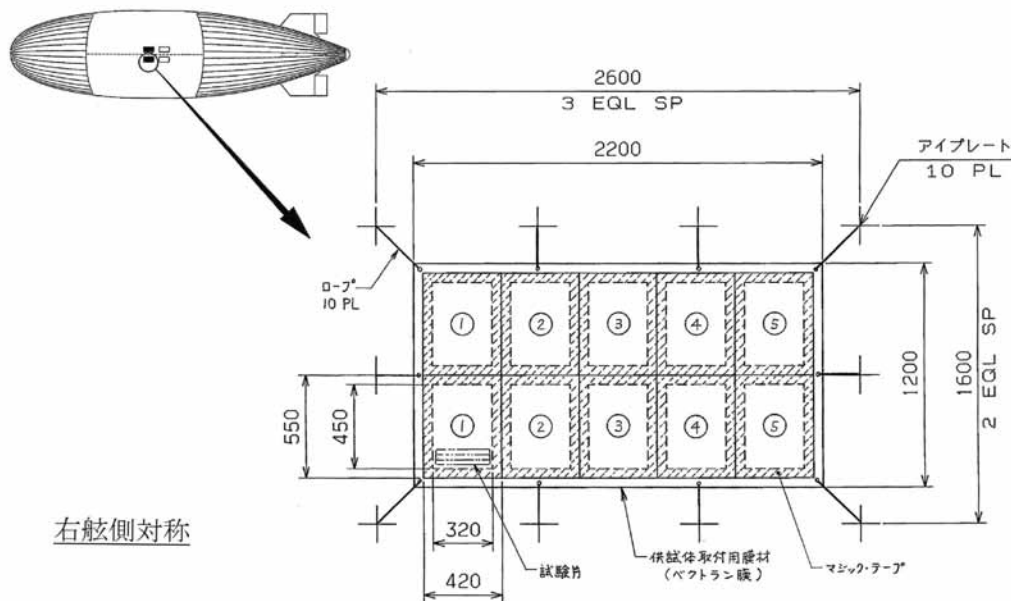
定点滞空試験機の飛行試験は航空法11条但し書きの規定によって許可されたが、そのために耐空性基準を制定し、それに対する適合性を証明した¹⁶⁾。耐空性基準は、

表3 膜材製造日

部位	膜材	年月日	備考
エンベロープ	ベクトラン膜材	2002/12/06	入荷日
上部垂直尾翼	ザイロン膜材	2003/03～05	
バロネット	パワーリップ膜材	2002/11/30	入荷日
尾翼	パワーリップ膜材	2003/04～08	
カテナリ	ベクトラン膜材	2003/02/05	入荷日

FAA-P-8110-2 “Airship Design Criteria¹²⁾” をベースにしたものであり、エンベロープ膜材については安全率4を適用した。また材料強度はB値相当を使用した。

定点滞空試験機は、2001年11月に基本設計が開始され、2002年7月には詳細設計に移行した。エンベロープ等の製作は、2002年11月から開始され、三井造船の大分工場で組み立てられ、漏洩試験等を行った後、大樹町の格納庫に運ばれた。尾翼は、太陽工業の枚方工場で組み立てられ、その後大樹町に運ばれた。そこで最終組み立てが行われた後、2004年5月にJAXAに納入された。その後、地上確認試験を実施し、8月から11月の4ヶ月間、飛行試験を実施した³⁾。試験終了後は大樹町の格納



①	ベクトラン膜材 Warp
②	ベクトラン膜材接合部 Weft
③	バロネット用パワーリップ膜材 Weft
④	尾翼用パワーリップ膜材 Weft
⑤	ザイロン膜材 Weft

図9 劣化モニタ用膜材

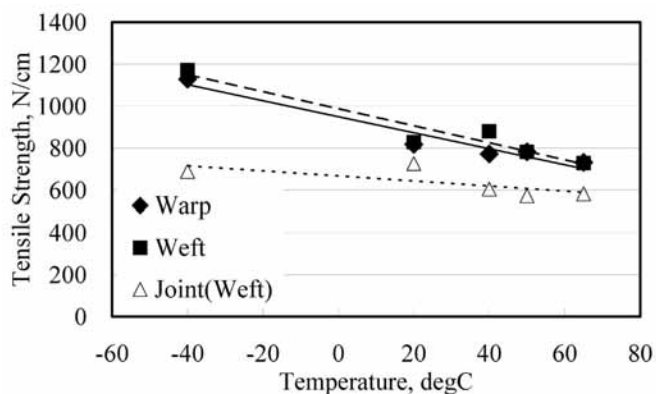


図10 ベクトラン膜材の引張強度

庫に保管されていたが、2005年4月に解体された。解体された飛行船から、5月には各部の膜材が切り取られ、本試験に供せられた。

定点滞空試験機に適用された膜材の製造日または製造メーカへの入荷日を表3に示す。これらの膜材は実機製造に使用されるとともに、補用品としても納入され、クッション材で包まれた後、ケースに収納され保管された。補用品は膜材そのものであり、接合部は無いため、補用品の接合部の試験は行っていない。また実機運用における膜材の劣化をモニタするために、図9に示すように船体上部に保護なしで装備された。この劣化モニタ用の膜材は、すべての飛行試験が終了した2004年11月末に機体から取り外され、段ボール箱に保管された。なお飛行試験終了前の2004年10月に、機体担当メーカによって劣化モニタ膜材の一部が切り取られ、引張試験が実施された。定点滞空試験機そのものは、飛行試験終了後も格納庫の中で保管されていたが、2005年4月に解体され、5月にエンベロープからベクトラン膜材が、上部垂直尾翼からザイロン膜材が、パロネット及び尾翼からパワーリップ膜材が、それぞれ採取され、段ボール箱に収めて試験まで保管された。

3. 開発試験における定点機膜材の特性

定点滞空試験機に適用された膜材については、機体製造メーカによって開発試験が実施され、必要な特性データを取得している。開発の初期段階ではエンベロープ膜材の候補がベクトラン膜材及びザイロン膜材であり、両者のデータ取得を計画したが、途中でベクトラン膜材が選定されたため、ザイロン膜材については必要最小限のデータ取得に留まった。

供試体形状は4章に記された試験法と同一であるが、供試体の切り出しは膜材に定規を当ててカッターナイフで裁断している。引張試験の供試体数は5体、クリープ試験では各温度に対して3体である。

表4 ベクトラン膜材のクリープ強度（接合部Weft）

試験条件	供試体数	破断時間
RT 137N/cm	3	300時間で破断せず
		300時間で破断せず
		300時間で破断せず
50℃ 137N/cm	3	300時間で破断せず
		300時間で破断せず
		300時間で破断せず
65℃ 69N/cm	3	300時間で破断せず
		300時間で破断せず
		300時間で破断せず
65℃ 137N/cm	3	13.6時間
		13.6時間
		5.8時間

(1) ベクトラン膜材

開発試験におけるベクトラン膜材の引張強度を図10に示す。温度は－40℃、室温（RT）、40℃、50℃、及び65℃について試験を行った。－40℃を除くと温度による強度変化は小さい。実際の設計に使用されるのは一般部の強度ではなく、接合部の強度であり、一般部と比較して接合部強度が低いのが、ベクトラン膜材の課題である。クリープ試験結果を表4に示す。65℃、137N/cmにおいて短時間で破断しているが、50℃以下では300時間を経過しても破断していない。なお表には含めていないが、65℃においても一般部では300時間まで破断していない。引裂き強度試験については試験法に問題があり、結果は省略する。ザイロン膜材についても同様である。

ベクトラン膜材については、この他、疲労試験、屈曲試験、耐摩耗試験、2軸引張試験、面内剪断試験、膜重量測定試験、比熱測定試験、熱伝導率測定試験、太陽光吸収試験、赤外放射率測定試験、ヘリウムガス透過試験、表面抵抗測定試験、体積抵抗測定試験、誘電率/誘電損失測定試験、耐湿性試験、オゾン暴露試験、屋外暴露試験が実施された。

(2) ザイロン膜材

ザイロン膜材の引張強度特性を図11に示す。ベクトラン膜材と比較して高強度を示している。接合部の強度も一般部と同等であり、高強度を維持している。但し65℃における接合部強度の低下が大きい。クリープ試験結果を表5に示す。50℃及び65℃において137N/cmの負荷に対するクリープ強度が低い結果となっている。この結果については後の章で考察を示す。

ザイロン膜材については、この他、膜重量測定試験、ヘリウムガス透過試験が実施された。

(3) パロネット用パワーリップ膜材

パロネット用パワーリップ膜材の引張強度を図12に

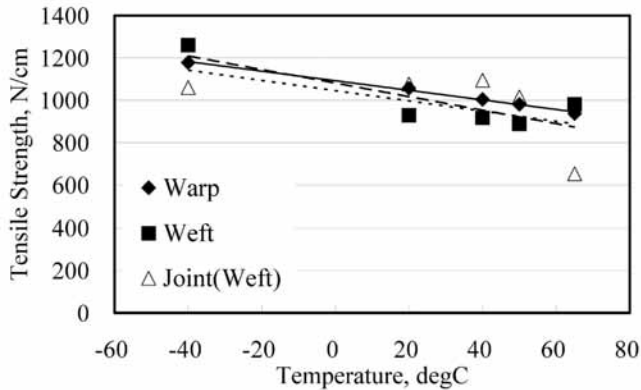


図11 ザイロン膜材の引張強度

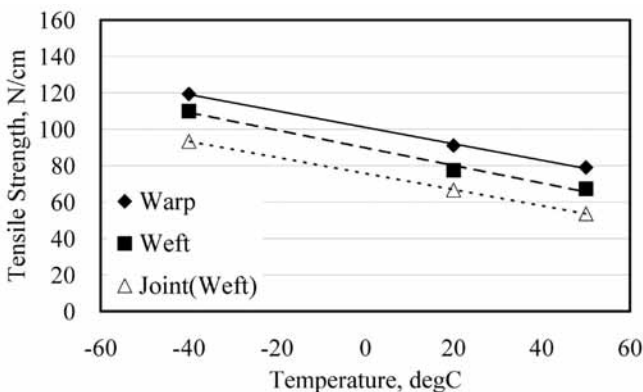


図12 バロネット用パワーリップ膜材の引張強度

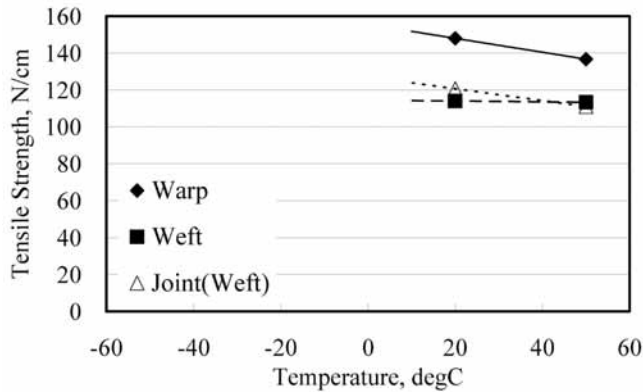


図13 尾翼用パワーリップ膜材の引張強度

示す。パワーリップ膜材はベクトラン膜材やザイロン膜材と比べて、密度は半分程度であるが、引張強度が一桁低い。パワーリップは従来の飛行船に使用されているのと同様のポリエステル系膜材であり、安価ではあるが比強度は小さい。

(4) 尾翼用パワーリップ膜材

尾翼用パワーリップ膜材の引張強度を図13に示す。他にキセノン暴露試験が実施されたが、結果は省略する。

表5 ザイロン膜材のクリープ強度 (接合部Weft)

試験条件	供試体数	破断時間
RT 137N/cm	3	300時間で破断せず
		300時間で破断せず
		300時間で破断せず
50℃ 69N/cm	3	300時間で破断せず
		300時間で破断せず
		300時間で破断せず
50℃ 137N/cm	3	2.7時間
		3.3時間
		3.7時間
65℃ 69N/cm	3	300時間で破断せず
		300時間で破断せず
		300時間で破断せず
65℃ 137N/cm	3	1.5時間
		0.4時間
		0.3時間

4. 膜材の試験法

今回の試験を行うにあたり、膜材の試験法をレビューすると共に、高性能膜材について厳密な試験法を採用しているメーカーにノウハウの教示を受けた。その方法がザイロンやベクトラン等の高性能膜材には最適であると考えられるため、その方法を採用して今回の試験を実施した。以下、それぞれについて説明する。

4.1 米国における試験規格

1925年米国グッドイヤー社が軟式飛行船Pilgrim号を製造して以来、独自の試験基準を遵守してきたが、現在では、航空機としてのLTA (Lighter-Than-Air; 飛行船, Aerostat; 繫留飛行船, 気球等の軽航空機) 用膜構造材の開発製造を行なっている米国Lockheed Martin Corporation, TCOM, ILC Doverの3社が、1970年代から下記の規格に準拠した各材料試験を実施し、耐空性を証明している (これらの各試験規格については、Appendix A1 参照)。

- (1) 米国連邦規格 (材料試験; FED-STD-191 TM-5102, 5104, 5134, 5970)
- (2) 米軍規格 (引裂; MIL-C-21189)
- (3) 米国連邦航空局規格 (引裂; FAA P-8110-2)
- (4) 米国材料試験協会規格 (機首構造, ヘリウムガス透過率; ASTM D-751, 1434, 2136)

これらの規格に加え、上述3社では有人飛行船等に使用される膜構造材の耐空性について、企業内独自の試験基準を確立し、各試験を実施してきた。結果は耐空性証明に反映、適用されている。

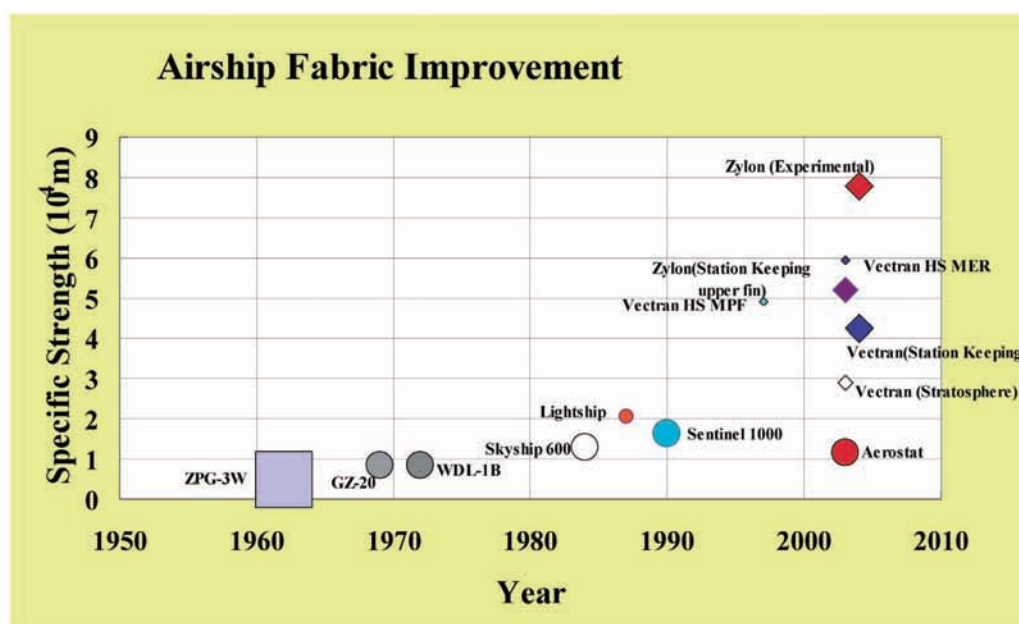


図14 飛行船膜材強度の向上

米国連邦航空局の耐空性審査をクリアし、航空機としての飛行船の型式証明を取得するための膜材料選択の条件は次の通りである。

- (1) エンベロープ;高比強度で、引裂伝播に十分耐え、耐候性及び低ヘリウムガス透過率であること。
- (2) パロネット;柔軟性、折り曲げ長寿命(積層構造とは背反する)、低ヘリウムガス透過率、引裂伝播にある程度耐え、中程度の加圧に耐えること。

4.2 日本国内での膜材試験方法

日本においては、第二次世界大戦後、有人飛行船の膜構造材開発、及び製造の実績はないが、米国の各試験規格を基準として、下記の日本工業規格に準拠した試験を実施している。

JIS L 1096 (1999);「一般織物試験方法 Testing methods for woven fabrics」織物生地の一般的な特性を評価するための試験方法について規定。引張試験、引裂試験

JIS K 640;質量、厚み

JIS K 7126;ヘリウム・ガス透過性試験。試験法は、JIS K 7126 A法(差圧法)

JIS A 1410;屋外暴露試験

但しJIS規格には幅があり、メーカーによって試験法が異なっていた。供試体の製法でも、次項に示す糸引抜き方式を採用しているメーカーもあれば、単に定規を当ててカッターで切っている場合もある。このためデータの信頼性に問題が有ったと考えられる。

4.3 今回のJAXAにおける膜材強度試験方法

4.3.1 今回の試験法の根拠について

最近のザイロン、ベクトラン等のスーパー繊維の比強度は飛躍的に向上している(図14)。特に、これらスーパー繊維からなる膜材料の引張試験を行なう場合は、繊維1本の引張強度が材料強度全体のばらつきに大きく影響するので、これを極力抑制するため、各化学繊維の品質がおおよそ一様であることを前提として、各供試体の燃糸の総本数を統一する必要がある。

今回JAXAにおいて膜材の各試験を実施するに当たり、重工業会社の仲介により、膜構造物の先端技術を有する膜材製造会社から、供試体の製法および試験方法の詳細について、デモンストレーションを交え教示を受けた。以下に説明する試験法は、従来、各大学、JAXA等で行なってきた試験方法とは異なっており、また定点滯空試験機の開発メーカーによる試験方法とも異なる。しかしながら、JIS規格および米国連邦規格(FED-STD 191A 5100)に則し、高強度膜材の特性を認識した、適正な試験方法であると考えられるため、今回採用することにした。

4.3.2 膜材試験方法

(1) 引張試験

(a) 供試体の寸法

国内の引張試験の供試体寸法は、長さ300mm(標点間距離200mm)×幅30mm(図15)である。なお米国では、供試体寸法6インチ(152.4mm:標点間距離)×1インチ(25.4mm)が使用されている。

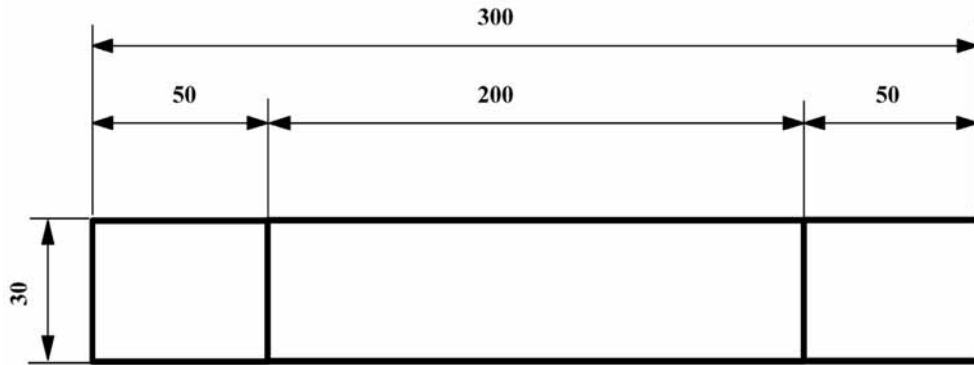


図15 クーポン供試体の寸法 (単位: mm)

(b) 供試体の罫書き

膜材から供試体を切出すために、先ず膜材をテーブル上に広げ、糸目に沿って黒色ボールペンを使用し、撚糸と撚糸の間の溝を分断し裂く程度に強く線引きを行なう。この際、撚糸間の溝がガイドとなるので、定規等のガイドは当てず、縦方向と横方向が直角でなく斜行している場合でも、試験方向の糸目を重視して、ボールペンが移動するままに罫書きを行なう。

30mm幅の撚糸本数をカウントし、この平均値を求め、この本数（今回は平織りのパターンで26本）を供試体幅と規定し、採取場所によっては撚糸本数と供試体幅30mmに僅少な相違が生じる可能性があるが、それは無視し撚糸本数のみを重視する。

当該試験法が糸引き抜き方式であることを前提として、膜材の縦糸方向または横糸方向の試験に応じて最初に基準となる幅方向の端を決定し、最外郭の辺（供試体の長辺側）をボールペンで罫書く。

本数に基づいて決定した「供試体幅」＋「糸引きの取り代」で効率的に供試体を切出すために、供試体の短辺側の端部で撚糸本数をカウントしながら、糸目の間の溝に黒色ボールペンで目盛を記していく。

次に供試体幅方向の両外側に撚糸2本ずつの線を罫書き、今回はベクトラン、ザイロン基布共に26本なので糸引きを行なうための2本、容易にカウントするための5本の区切りを設け、

2本＋(5本＋5本＋5本＋5本＋5本＋1本＝26本)
 ＋2本
 ＋2本＋(5本＋5本＋5本＋5本＋5本＋1本＝26本)
 ＋2本
 ＋2本＋(5本＋5本＋5本＋5本＋5本＋1本＝26本)
 ＋2本
 ＋2本＋(5本＋5本＋5本＋5本＋5本＋1本＝26本)
 ＋2本

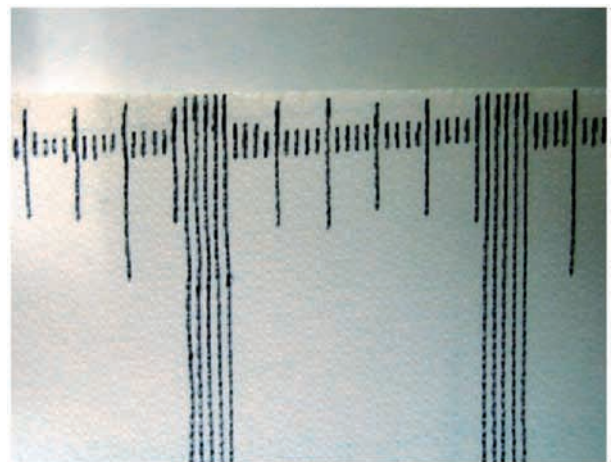


図16 膜材の罫書き

.
 というプロセスで、最初の端部から最後の端部まで目盛っていく（図16）。この場合、() 内が試験を行なう際の供試体幅であり、供試体1本の両側撚糸各2本は、糸引き方式の取り代となる。

採取膜材の一端で目盛を罫書く作業が終了すると、上述の「取り代2本」＋「供試体幅26本」＋「取り代2本」を、供試体1本の取り代を含む幅の1単位として、隣の供試体との間にボールペンで罫書き線を入れ、採取膜材の対向側の端部まで一気に通して罫書いていく。

同様にして取り代付き供試体幅の罫書き作業を繰り返し行ない、幅方向の端部まで罫書いていく。ボールペンによる幅方向の罫書きが終了したら、今度は供試体の長さ300mm毎に端から端まで罫書き、採取膜材上に取り代付きの300mm×30mmの供試体を網の目状に作製し、一連の採取膜材の罫書き作業を完了する。供試体の長さ毎に罫書く長手方向の作業は、ある程度余裕をもたせて行なう。

供試体の長手方向端部は、スパン間距離が200mmな

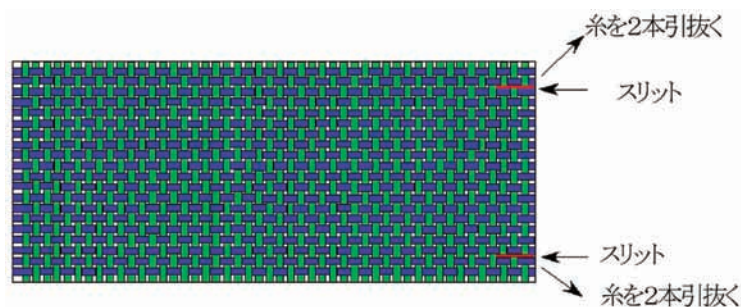


図17 供試体の糸抜き

ので、グリップ部に挟み込む部分は両端に各50mm設け、全長300mmとし長手方向に直角に金尺またはボールペンで罫書く。スパン間距離200mmの端部は、ボールペンで罫書くとは損傷し、脆弱になる可能性があるため、赤鉛筆又は青鉛筆を使用して線引きを行なう。

実機から採取した膜材の強度は一律ではなく、偏在した状態であるため、一定の供試体本数で、一連の試験を行なう場合は、可能な限りランダムにサンプリングし、供試体を作製する。

(c) 供試体の切出し及び糸引き

必要供試体数の罫書きが終了すると、超鋼バサミで糸目に沿って切断し、30mm幅（供試体幅26本）＋両側に撚糸2本の取り代の付いた、長さ300mmの供試体を切出していく。

これまでカッターナイフ、ローラーカッターナイフ、通常バサミ等の使用が試みられたが、ケブラー等の高比強度のスーパー繊維の円滑な裁断は、超鋼バサミでのみ可能であった。本試験ではアルス・コーポレーション製の超鋼バサミ、「アルスーパー H (ARSUPER H) No.526-H」を使用した。

取り代付き供試体すべての裁断、切出しが終わると、供試体1本の挟み込み部分（長辺方向両端50mm）に、外側の撚糸2本分の取り代で糸引き抜きを行なうために、超鋼バサミで50mm未満の切欠きを入れる。

供試体側を手で押さえ、撚糸2本を、外側に引抜く（図17、図18）。

糸引き作業は、裁断時に供試体幅30mm内の撚糸が損傷することを防止するために行なう。膜材によっては糸目が湾曲している場合もあり、強制的に定規で線引きを行なって裁断すると、撚糸を途中で切断する可能性が高い。実際、取り代を付けずに裁断した供試体の中には、両端の撚糸が一部切断しているケースもあった。

供試体を試験機のグリップ部に挟み込む場合は、40mm幅のINSTRON社製試験機（8502型）（図19）の上下のグリップのフェイス部分に、両側5mmの振り分けで30mm幅でマーキングしておき、スパン間距離が



図18 糸引き後の引張試験供試体



図19 INSTRON試験機

200mmになるようにグリップ位置を設定し、先ず供試体スパン上端の線を上のグリップに合わせ、上のグリップのボルトを軽く指で締め付ける。次に供試体スパン下端の線を下のグリップに合わせ、供試体にゆがみや捻れが生じないように下のグリップのボルトを指で締め付け、最後に上下のボルトをレンチで強固に締め付ける。

引張荷重速度はJIS規格に毎分標点間の50%または100%と規定されており、標点間距離が200mmなので、100%を採用して200mm/分とした。

(2) 引裂試験

引裂きは、長辺（150mm）×短辺（75mm）の長方形の供試体を作製し、台形形状の罫書き線と10mmの切欠きを入れて、変則的な挟み込みを行ない、試験を行なうトラペゾイド試験を実施した（図20、図21）。

供試体は、図22に示すように、短辺側（縦糸方向の引裂強度試験を行なう場合は、横糸方向が短辺）のみを



図20 トラペゾイド試験供試体の罫書き

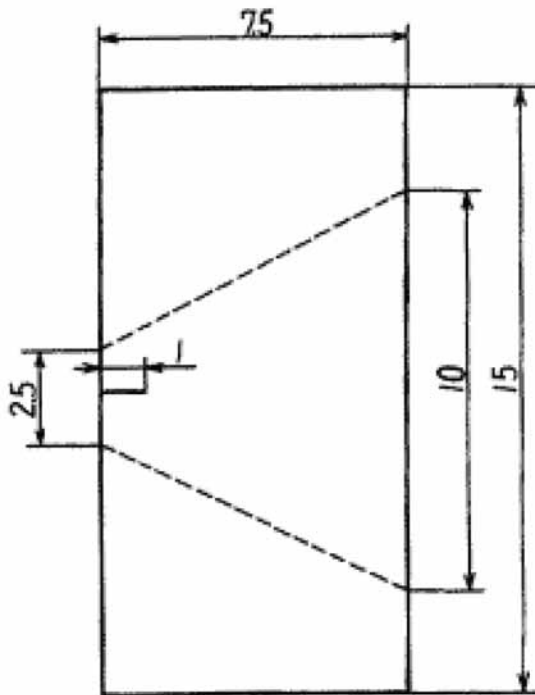


図21 トラペゾイド供試体の寸法

糸目に合わせ、長辺側は糸目とは無関係に短辺に対して直角とし、引裂開始を誘導するために、超鋼ハサミで長さ10mmの切り欠き（スリット）を入れる。供試体上に等脚台形の印をつけ、幅75mm以上のクランプを用いスパン間距離を25mmとして、供試体の台形の短辺を張り、長辺は等脚台形内を手で馴染ませた上でループ上に緩めてクランプに挟む（図23）。

INSTRON社製100mm幅のグリップ・フェイス部分の治具の納期が、試験開始に間に合わず、アルミニウム製の長さ100mmのアンクル材を代用してグリップに挟み、引裂試験を行なった。引裂試験時の荷重-変位線図のパターンを図24に示すが、まれに発生することがある引裂きの最初のピーク値及び最後のピーク値は、膜材の撚糸の縄れから発生している可能性が高く、異常値と判断されるので、規定されていないが引裂強度のデ

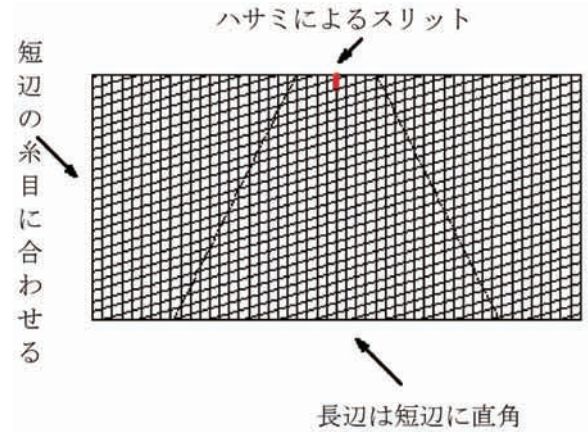


図22 トラペゾイド供試体の糸方向



図23 トラペゾイド試験の供試体取付け状況

ータからは除外し、中間部範囲内のピーク値（最大値）を試験データとして採用する。但し、今回の試験では上記の異常値は発生しなかった。破断後の供試体状況を図25に示す。

(3) クリープ試験

クリープ試験には、引張試験と全く同等の供試体を使用した。試験機は、JT トーシ製3ton環境槽付4連クリープ試験機を使用した。

(4) 滑り防止

高比強度のスーパー繊維から構成される膜材を試験する場合は、従来のポリエステル基布等とは異なり破断荷重が飛躍的に向上しているので、試験機グリップのフ

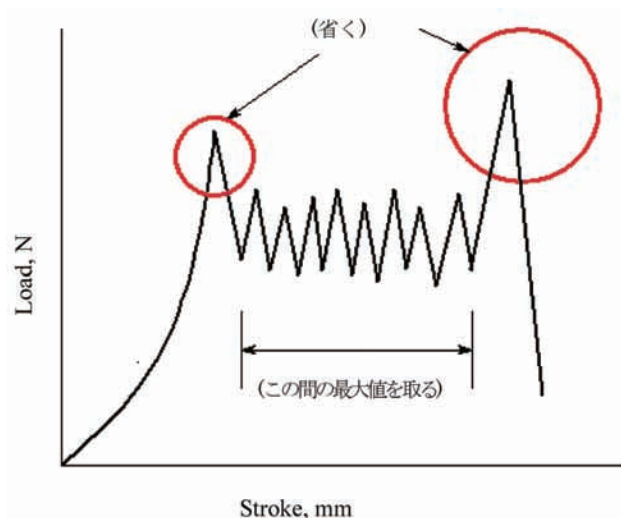


図24 引裂き試験の荷重－変位線図



図25 トラペゾイド試験の供試体破断後状況

フェイス部分と供試体の摩擦係数を増加させるか、または挟み込み部分の締め付けトルクを増加させて、試験の際の滑りを防止する必要がある。

(a) グリップ、フェイス部分と供試体間の摩擦係数を増加させる方法

INSTRON社は、グリップのフェイス部分にブレーキシューと同等の材料を使用して、スリップを極力抑える方法を推奨しており、今回JAXAでは、当該方法を適用し、ケブラーのようなクロスは挟まずに直接チェックして、引張試験、引裂試験、クリープ試験の3試験全てを行なった。

国内では、企業、大学、JAXAがクーボン（短冊形状）の供試体を用いて引張試験を行ない、特にスーパー繊維の供試体に引張荷重を掛ける場合の、グリップ部フェイスの滑りを避けるため、各研究者が下述のような創意工夫で、精度の高い引張試験を目指してきた。

- (i) ケブラーの布で供試体を挟み込んで、グリップのフェイス部分に取り付ける。（太陽工業株式会社）
- (ii) サンドペーパーで供試体を挟み込んで、グリップのフェイス部分に取り付ける。（各大学）
- (iii) INSTRON社製の、グリップに取り付けるフェイス（自動車用ブレーキシュー材料と同等）を使用する。（JAXA）

(b) グリップ部、締め付けトルクの増加

太陽工業社では、グリップ部空圧シリンダー（エアチャック）に0.5Mpaの空気圧力を掛け、一定の負荷荷重で締め付けているが、JAXAの今回の試験では、エアチャックは使用せず、INSTRON社製のボルト締めグリップを使用した。

- (i) ベクトラン；グリップ部のボルトを締め付け挟み込み、供試体を取付ける際の、レンチ標準レバーの長さ約0.3m
- (ii) ザイロン；ボルトを締め付けるレンチに延長レバーを装着した場合の、全長約0.5m

(c) 締め付け力；

INSTRON社製の、供試体取付け用特殊工具は、六角ではなく四角のレンチなので、供試体を取付けるグリップ部を締め付ける場合、トルクレンチの使用ができず、正確な値は測定できない。従って厳密には不確かであるが、実験担当者が全力で締め付けたと仮定すると、約300Nの負荷荷重が掛かったと予想される。

従って、

$$\text{ベクトラン} ; 300 \times 0.3 = 90\text{Nm},$$

$$\text{ザイロン} ; 300 \times 0.5 = 150\text{Nm}$$

のグリップ部ボルトの締め付けトルクが供試体のグリップに作用したと考えられる。また、グリップ部の締め

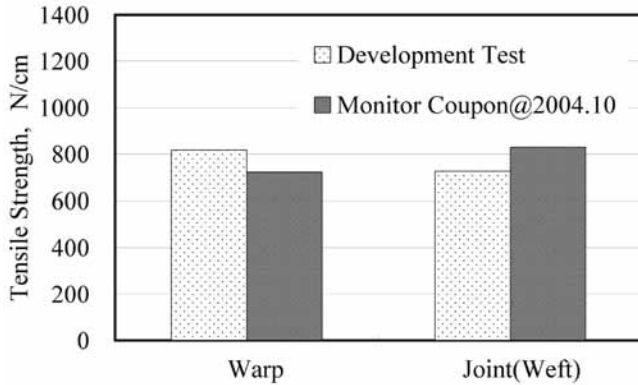


図26 ベクトラン膜材引張強度の比較（開発試験と劣化モニタ試験（2004.10））

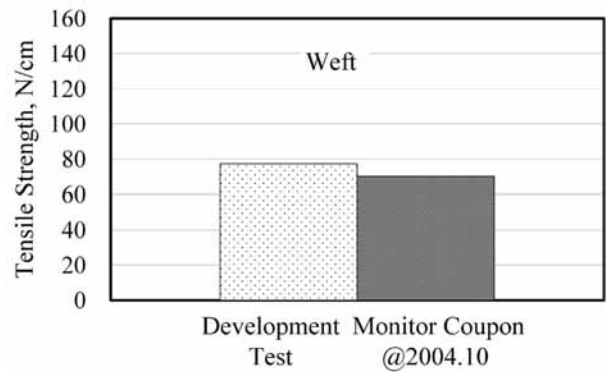


図28 パロネット用パワーリップ膜材引張強度の比較（開発試験と劣化モニタ試験（2004.10））

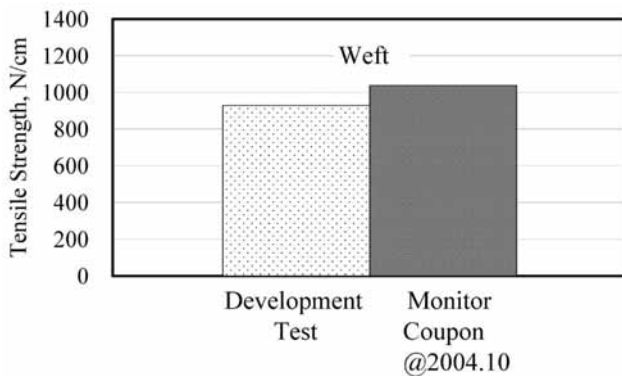


図27 ザイロン膜材引張強度の比較（開発試験と劣化モニタ試験（2004.10））

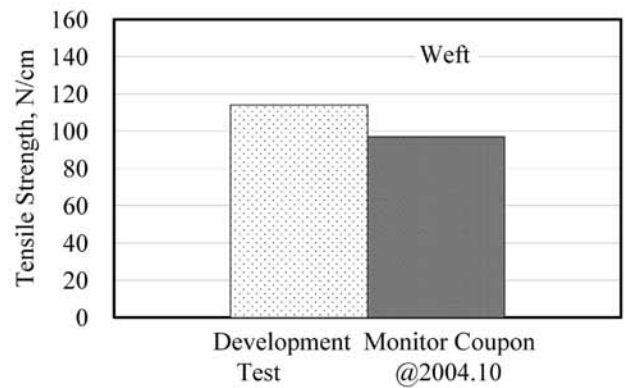


図29 尾翼用パワーリップ膜材引張強度の比較（開発試験と劣化モニタ試験（2004.10））

付け方の要領にも依存し、実験担当者が、上下のグリップを交互に少しずつ締め上げることによって、実際に供試体のスリップを防止している。

5. 試験結果

5.1 引張強度試験結果

材料特性の基本となる引張強度については、開発試験結果と補用品、劣化モニタ供試体及び実機品の試験結果を比較した。供試体数は、開発試験では5体、劣化モニタ@2004では3体、それ以外は6体である。JAXAで実施した試験データの詳細は、Appendix A3.1に添付した。

(1) 開発試験と劣化モニタ@2004の比較

劣化モニタ膜材の引張強度試験は、飛行試験後期の2004年10月に、開発試験を担当したメーカによって実施された。従って試験法は前章に記載したものとは異なっている。試験は常温のみで実施された。ベクトラン膜材については、一般部の縦糸方向及び接合部の横糸方向が試験された。図26に結果を示すが、一般部は強度保持率88%、接合部は114%である。ザイロン膜材については、開発試験で強度の低かった一般部の横糸方向の試

験が実施された。図27に示すように強度保持率は112%である。

共に劣化モニタ膜材の強度が増加しており、ばらつきというには大きすぎる。メーカでは供試体の製作を、定規を当ててカッターナイフで切る方法で行っており、繊維に傷をつけている可能性が高い。そのために開発試験のデータが低く出たと考えられる。

パロネット用パワーリップ膜材の横糸方向引張強度は図28に示すように、91%の強度保持率である。尾翼用パワーリップ膜材の横糸方向引張強度は図29に示すが、強度保持率85%である。上記で記したように開発試験供試体の製作方法に問題があり、この結果から運用による劣化を評価することは出来ない。

(2) 開発試験と補用品の比較

前章に記したようにJAXAにおいて定点滞空試験機の膜材の試験を行うに当たり、試験法の再検討を行い、膜材に対してより適切な試験法を採用した。開発試験の供試体と補用品は共に新規の膜材であり、これらの結果は試験法の比較になると考えられる。

表6及び図30にベクトラン膜材の試験結果を示すが、

表6 ベクトラン膜材の引張強度の比較（開発試験と補用品）

		Warp		Weft	
		RT	65℃	RT	65℃
開発試験	平均値 N/cm	817	731	880	728
	CV %	4.75	3.97	11.93	4.56
補用品	平均値 N/cm	992	843	996	816
	CV %	3.58	1.90	3.80	3.26

表7 ザイロン膜材の引張強度の比較（開発試験と補用品）

		Warp		Weft	
		RT	65℃	RT	65℃
開発試験	平均値 N/cm	1057	937	927	980
	CV %	6.82	3.64	5.45	4.87
補用品	平均値 N/cm	1265	1127	1274	1054
	CV %	2.98	1.76	5.20	3.55

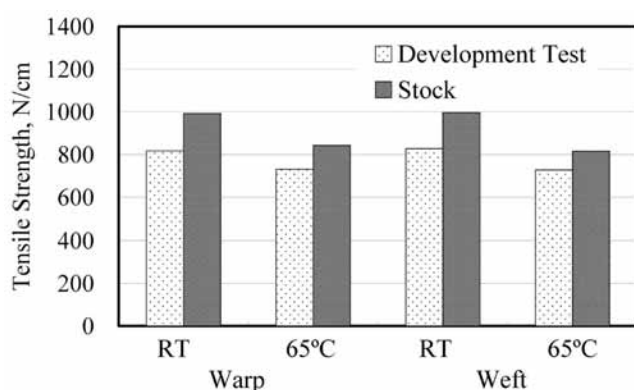


図30 ベクトラン膜材引張強度の比較（開発試験と補用品）

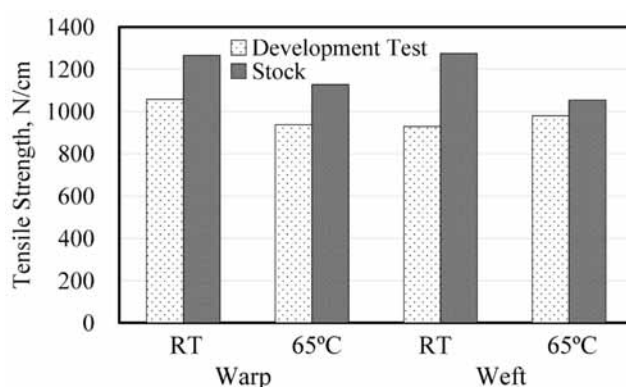


図31 ザイロン膜材引張強度の比較（開発試験と補用品）

定規を当ててカッターナイフで切った開発試験結果と比べて、糸抜き法を採用した補用品の試験結果は、常温、高温共に10～20%の強度増加を示している。またばらつき（CV値）も小さな値となっている。ザイロン膜材の試験結果は表7及び図31に示したが、これも8～37%の増加を示し、小さなばらつきを示している。すべてのデータが増加を示しており、試験法の差による増加であると考えられる。複合材の場合も同様であるが、膜材のような特殊な材料の場合に、供試体の製作方法や試験法の選択が重要であることが明確になった。結果的に定点滞空試験機は安全側の許容値を使っていたことになる。

(3) 補用品と劣化モニタ@2006及び実機品の比較

上記の結果から、改善された試験法で実施された劣化モニタ膜材の試験@2006及び実機品の試験結果を、補用品の結果と比較する。即ち、新規膜材のデータとして補用品の結果を用い、荷重は受けていないがその他の運用環境には晒された供試体として劣化モニタ膜材の結果を用い、荷重も含むすべての運用環境を受けた膜材として飛行試験後の実機から切り出した供試体（実機品）の結果を比較することにした。なおすべての供試体は糸抜き法で製作された。

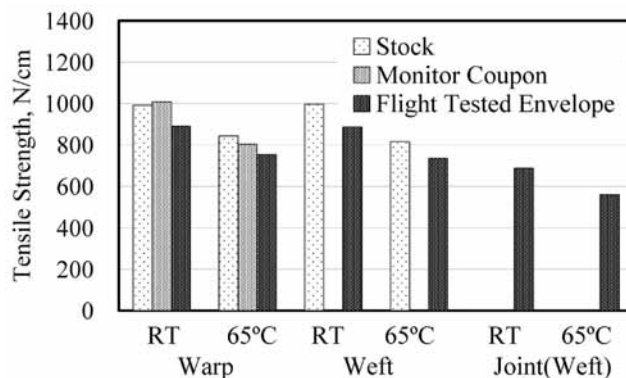


図32 ベクトラン膜材引張強度の比較（補用品と劣化モニタと実機品）

図32にベクトラン膜材の比較を示す。縦糸（Warp）方向については補用品、劣化モニタ膜材、及び実機膜材のすべてを試験したが、横糸（Weft）方向には劣化モニタ膜材の試験は無い。

補用品と劣化モニタ膜材を比較するとほぼ同等であり、顕著な強度低下は認められない。実機膜材は10%程度の強度低下が縦糸方向／横糸方向共に常温及び高温において認められる。

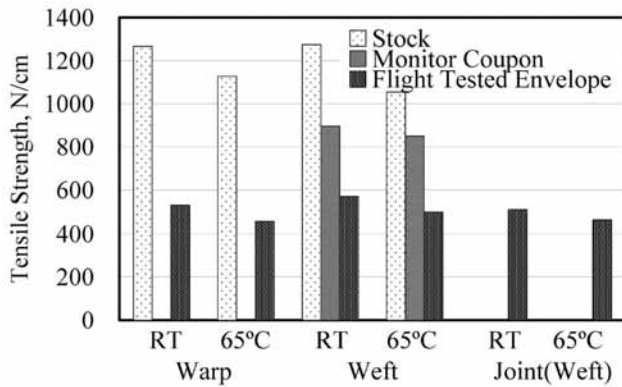


図33 ザイロン膜材引張強度の比較（補用品と劣化モニタと実機品）

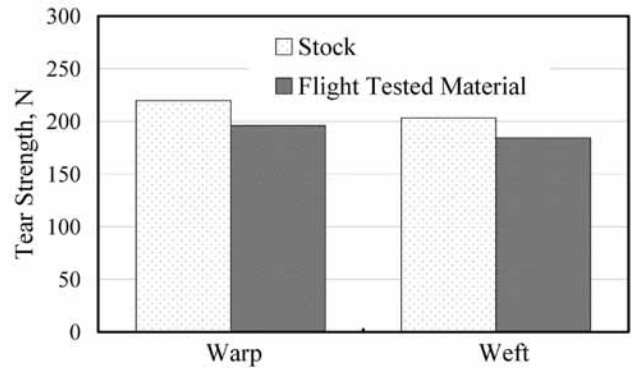


図34 ベクトラン膜材引裂き強度

接合部については、劣化モニタ膜材の接合が糸目に対して真っ直ぐになっていない、角度がついて接合されていた。試験結果は極端に低い強度を示したが、原因が明確なため、図には載せていない。このことから接合部供試体の製作法に注意を払うべきことが確認された。実機品の接合部供試体は、糸目に対してほぼ真っ直ぐ接合されていたので、データを採用している。一般部の横糸方向と比較すると20%程度強度が低い。

図33にザイロン膜材の比較を示す。ザイロン膜材の場合、劣化モニタ膜材は一般部の横糸方向である。従って縦糸方向の試験結果には劣化モニタの結果は含まれていない。また補用品に接合部が無いので、接合部については実機品だけの結果が示されている。

劣化モニタ膜材および実機品は補用品と比べて強度低下が著しい。これは2章にも記載したように、本来成層圏プラットフォーム用に開発されたものと層構成が異なり、対策紫外線対策が不足したためであると考えられる。対策が採られたザイロン膜材は、成層圏環境に対して殆ど劣化がないことが確認されている¹⁴⁾。本試験結果は、高強度膜材の環境対策の重要性を示したものと言える。

5.2 引裂き強度試験結果

引裂き強度については、開発試験時の試験方法に誤りがあったため、補用品及び実機品の試験結果のみを比較している。供試体数は6体である。試験結果の詳細は、Appendix A3.3に添付した。

図34にベクトラン膜材の引裂き強度を示す。実機品は補用品と比べて、縦横共に10%程度の引裂き強度低下が認められる。

図35にザイロン膜材の引裂き強度を示す。縦糸方向は18%、横糸方向は31%の強度低下が見られる。これも上述したように、保護層の不適切による強度低下が原

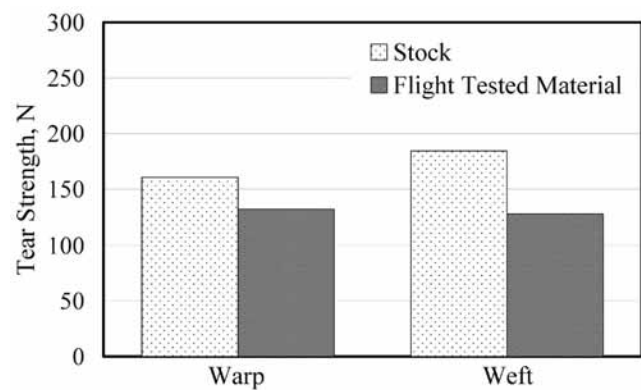


図35 ザイロン膜材引裂き強度

因であると考えられる。

5.3 クリープ強度試験結果

クリープ試験の供試体数は、各3体であるが、ザイロン膜材の実機品は最初の3体が規定の時間経過後も破断しなかったため、合計8体の試験を行った。試験結果の詳細は、Appendix A3.2に添付した。

表8 ベクトラン膜材およびザイロン膜材のクリープ強度（接合部Weft, 137N/cm, 65°C）

	破断時間, hr	
	開発試験	実機品
ベクトラン膜材	5.8	13.6
	13.6	21.8
	88.7	277
ザイロン膜材	0.3 0.4 1.5	300 (破断せず)
		300 (破断せず)
		300 (破断せず)
		615.2 (破断せず)
		1000 (破断せず)
		1000 (破断せず)
		1000 (破断せず)

表8にベクトラン膜材およびザイロン膜材のクリープ強度を示す。開発試験において短時間で破断した65℃、137N/cmに対する接合部のクリープ試験結果である。それぞれ開発試験結果と実機品の試験結果を比較している。ベクトラン膜材の場合、開発試験時には5.8時間から13.6時間であったものが、実機品では21.8時間から277時間に伸びている。ザイロン膜材では0.3時間から1.5時間と極端に短かった開発試験結果が、実機品では300時間及び1,000時間の2度のクリープ試験でも全く破断が見られなかった。ベクトラン膜材については数倍の違いであるが、ザイロン膜材の場合は保護層の違いによる強度低下をきたしているにも拘らず、1,000倍程度以上の寿命の伸びが見られる。当初、300時間までの試験でどの供試体も破断しなかったため、新しい供試体で破断するまでの試験を試みたが、1,000時間経過しても破断しなかった。

開発試験の供試体が残っていないために確定は出来ないが、ベクトラン膜材の劣化モニタ供試体の接合部引張試験の結果が示すように、開発試験では接合部供試体の製作法に問題があったのではないかと考えられる。特にザイロン膜材の供試体の製作が不適切であった可能性が高い。なお保護層の不適切により劣化を受けているにも拘わらず、ザイロン膜材は非常に高いクリープ強度を示したことに注目する必要がある。

6. 考察

6.1 供試体製作法

供試体製作法は糸抜き法を採用した。その結果、定規を当ててカッターナイフで切ることによって供試体を製作していた場合と比べると、8～37%の引張強度増加を示した。膜材は柔軟なため、定規を当てた時に必ずしも糸目方向と合致せず、端部の糸を傷つけてしまうことが多い。極端な場合は定規を糸目に対して斜めに当てている可能性があり、供試体の幅の中の糸本数をかなり減らしている場合も有りうる。そのため試験結果が低目に出ると共に、データのばらつきも大きくなると考えられる。

一方の糸抜き法では、供試体幅の糸本数は確保され、また傷もないことが保証される。そのため試験結果のばらつきも少なく、信頼性のあるデータが得られる。

従って、ザイロンやベクトランのような高強度繊維を基布とした膜材では、糸抜き法の採用が必須であると考えられる。

6.2 接合部供試体製作法

膜材同士の接合は、接着あるいは溶着で行われる。この時に接合される膜材の糸目が並行になっていること

はまれである。実機の場合には、機体表面が曲面のため殆どの場合が傾いており、平行な糸目となっている箇所は殆どない。

しかしながら引張試験の供試体を製作する場合には、平行な糸目の接合を行い、その結果を評価することが必要である。5.1 (3) 項において言及したように、糸目が傾いていると、本来の接合強度が判定できない。さらに供試体の形状を切り出す時に、端部の糸を斜めに落としてしまうことになり、試験結果のばらつきが大きくなる。

実機品の評価を行う場合も、糸目が平行なところから供試体を切り出すことが重要である。実際の構造で、糸目が斜めに接合されている場合の強度については、別の試験を行うか強度の補正を行うかをする必要がある。

6.3 試験法全般

4.3.2項に示したように、高強度膜材を試験する場合には、膜材の特性を十分に把握した上で試験を行うことが重要である。膜材は荷重をかけなくても縦糸と横糸が完全に直角になっているとは限らない。また糸目も真っ直ぐに走っているとは限らない。

その試験によって膜材のどういう特性を求めるのかをよく認識した上で、供試体を製作し、それに適した試験法を採用することが必要である。

6.4 ベクトランの環境による劣化

一般部のデータでは、引張強度及び引裂き強度共に10%の強度低下が実機品で見られた。製造後約2年経過かつ飛行試験に半年使用した結果である。この値が一般的に見て大きい小さいかは今の時点で判断できないが、予想より小さな値であり、ベクトランの保護膜は良く機能していると考えられる。

6.5 ザイロンの保護膜

成層圏プラットフォーム用に開発されているザイロン膜材は、アルミ蒸着されたテドラー膜で保護されており、環境による劣化は殆どないことが示されている。一方、定点機用に製造されたザイロン膜材はアルミ蒸着されたエバール膜で保護されている。今回の試験結果が示すように、この保護膜はザイロンには適していないことが判明した。テドラーは紫外線を吸収する特性を有するが、エバールはヘリウム漏洩防止用であり、保護膜としての特性は有していない。高強度膜材に対する保護膜選定の重要性が改めて認識された。

6.6 クリープ強度

ベクトラン膜材、ザイロン膜材共に、開発試験結果と

比べて実機品のクリープ強度が増加した。この原因は6.2項に示したように、開発試験時の接合部供試体の製作方法の不適切であると推定される。不適切な供試体製作のために、材料特性を間違えて評価してしまう典型的な例である。

正しい試験法によって示されたザイロン膜材のクリープ強度は、非常に良好であり、耐久性に優れていることが確認された。接合部の高温クリープ強度が、膜材の長期使用上の課題であることを考えると、ザイロン膜材は長期間飛行する計画の成層圏プラットフォームに適したものであると考えられる。

7. あとがき

運用によってその特性が劣化と言われている膜材の特性を、飛行試験後に取得した。我が国では入手困難なデータであり、今後の開発に有用なデータが得られた。高強度膜材の保護層の選択の重要性についても再認識するデータがあった。また試験スペックに則った厳密な試験法を採用することによって、膜材本来の性能を得ることが出来、今後の試験実施に対する教訓となった。

今回の試験に際して、貴重なノウハウを含めて試験法を教授いただいた太陽工業株式会社空間技術研究所小田憲史氏、瀬川信哉氏、石井浩也氏、川崎重工業株式会社前田利之氏には紙面を借りてお礼を申し上げます。また試験に際してサポートを頂いたJAXA複合材技術開発センター角田義秋氏にもここで感謝の意を表します。

References

- 1) 清水 亨, “日本の成層圏プラットフォームプロジェクトの進捗状況”, 第5回成層圏プラットフォームワークショップ, 東京, 2005年2月23-24日.
- 2) 佐々木嘉隆, 江口邦久, 河野 敬, 前川昭二, “技術実証機の開発検討”, 第5回成層圏プラットフォームワークショップ, 東京, 2005年2月23-24日.
- 3) M. Nakadate, “Flight Test Overview of Low Altitude Stationary Flight Test Vehicle”, The Fifth Stratospheric Platform Systems Workshop, Tokyo, Japan, 23-24 February, 2005.
- 4) 前川昭二, “成層圏プラットフォーム飛行船構造の設計課題”, NAL TM-772, 2003年6月.
- 5) 小松敬治, 佐野政明, 角田義秋, “飛行船用高比強度の膜材料の開発”, 日本航空宇宙学会論文集 Vol. 51, No. 591, pp.158-163, 2003.
- 6) H. Zhai and A. Euler, “Material Challenges for Lighter-Than-Air Systems in High Altitude Applications”, AIAA 2005-7488, AIAA 5th Aviation, Integration, and Operations Conference, Arlington, Virginia, U.S.A, 26-28 September, 2005.
- 7) S. Maekawa and A. Takegaki, “On the Structures of the Low Altitude Stationary Flight Test Vehicle”, AIAA 2005-7407, AIAA 5th Aviation, Integration, and Operations Conference, Arlington, Virginia, U.S.A, 26-28 September, 2005.
- 8) S. Maekawa, M. Nakadate and A. Takegaki, “Structures of the Low Altitude Stationary Flight Test Vehicle”, J. of Aircraft, vol.44, No.2, pp662-666, March-April 2007.
- 9) P. Bradley, “Chapter 6 Materials”, *Airship Technology*, edited by G. A. Khoury and J. D. Gillett, Cambridge Aerospace Series 10, Cambridge, United Kingdom, 1999, pp.141-164.
- 10) 小松敬治, 角田義秋, 田中公人, 瀬川信哉, 南 宏和, “繊維補強膜の耐光性とクリープ強度”, 日本機械学会第13回スペース・エンジニアリング・コンファレンス講演論文集, 東京, 2005年1月21日.
- 11) 国土交通省航空局航空機安全課, “耐空性審査要領, 第IX部, 軟式飛行船”.
- 12) FAA-P-8110-2, “Airship Design Criteria”, US. Department of Transportation.
- 13) 前川昭二, 田中公人, 濱口泰正, “定点滞空試験機膜材の飛行試験後の残留強度評価”, 第44回飛行機シンポジウム, 大宮, 2006年10月18-20日.
- 14) 前川昭二, 前田利之, 佐々木嘉隆, 北田拓也, “成層圏プラットフォーム飛行船高性能膜材の軽量化”, 第43回飛行機シンポジウム, 名古屋, 2005年10月12-14日.
- 15) 前川昭二, 柴崎浩一, 黒瀬豊敏, 前田利之, 佐々木嘉隆, 吉野達矢, “成層圏プラットフォーム飛行船羊膜時あの亀裂進展特性”, 第44回飛行機シンポジウム, 大宮, 2006年10月18-20日.
- 16) 前川昭二, 照井祐之, 友井康人, “定点滞空試験機の航空局飛行許可”, 第43回飛行機シンポジウム, 名古屋, 2005年10月12-14日.
- 17) http://www.ilcdovery.com/products/aerospace_defense/supportfiles/lta_envelopes.pdf

Appendix 試験結果の詳細

今回の膜材強度評価試験の実施において、再度、試験法の調査、膜材供試体の変位計測方法の検討を行った。それらの結果に従って取得した試験結果の詳細を以下の付録に示す。試験実施期間は2005年8月から2006年3月、使用試験装置は複合材技術開発センターの設備である。

目次	
項目	ページ
A1 膜材試験方法の調査	19
A1.1 規格	19
A1.2 米国各企業に主要試験	19
A2 膜材供試体の変位および歪計測方法の検討	22
A2.1 目的	22
A2.2 変位および歪計測	22
A2.3 試験結果および考察	22
A3 それぞれの試験状況、試験結果の表および図	25
A3.1 引張試験	25
A3.1.1 試験状況	25
A3.1.2 試験結果の表および図	26
A3.1.3 それぞれの荷重－変位関係と破断写真	27
A3.2 Creep試験	56
A3.2.1 試験状況	56
A3.2.2 試験結果の表および図	57
A3.2.3 それぞれの変位－時間関係の例	58
A3.3 引裂試験	59
A3.3.1 試験状況試験状況	59
A3.3.2 試験結果の表および図	60
A3.3.3 それぞれの荷重－変位関係と破断写真	61

A1 膜材試験方法の調査

米国における LTA (Lighter-Than-Air；飛行船，繫留気球，気球等の軽航空機) の膜材強度試験は，下記に示す各種米国規格を基準として各企業独自に実施している。

A1.1 規格

(1) 米国連邦規格

材料試験

FED-STD-191；

TM-5041；重量

TM-5102；引張試験，大気曝露後の引張試験，接合部の引張試験

TM-5104；糸引抜き方式の引張試験

TM-5134；引裂試験

TM-5504；水バラスト投棄

TM-5872；遮熱

TM-5970；接着

(2) 米軍規格

引裂き

MIL C-21189 (Para 10.2.4)；引裂試験 (切裂きスリット入り)

(3) 米国連邦航空局規格

引裂き

FAA P-8110-2 (Appendix A)；引裂試験 (切裂きスリット入り)

(4) 米国材料試験協会規格

機首構造，ヘリウム・ガス透過性試験等。

ASTM；

D-751；弾性率

D-1434；ヘリウム・ガス透過性試験

D-2136；低温屈曲試験

D-3882；機首構造

A1.2 米国企業における主要試験

ILC Dover社は，基本的に米国の各規格を基準とした各試験を実施しているが，より実機に近いインフレートした状態での検証のために，ILC Cylinderによる独自の試験等を行なっている (表 A1-1)。

表A1-1 ILAC Dover社における飛行船船体材料の試験方法リスト¹⁷⁾

TEST	TEST METHOD
Weight	FED-STD-191 TM5041
Bow and Skewness	ASTM D 3882
Surface Finish-Interior	Visual Inspection
Surface Finish-Exterior	Visual Inspection
Water Release-Exterior	FED-STD-191 TM5504
Blocking at Elevated Temperature	FED-STD-191 TM5872
Surface Polymer Characterization	Infrared Spectrophotometry
Tensile Modulus	ASTM D 751
Breaking Strength/Elongation-Strip Method, Ultimate Tensile	FED-STD-191 TM5102
Breaking Strength/Elongation-Strip Method, Ultimate Tensile after Weather Exposure (QUV Chamber)	FED-STD-191 TM5102
Seam Tensile Strength-Heat Seal	FED-STD-191 TM5102
Seam Tensile Strength at Elevated Temperature Heat Seal	FED-STD-191 TM5102
Base Cloth Breaking Strength-Ravel Strip Method Ultimate Tensile	FED-STD-191 TM5104
Creep/Hysteresis Evaluation	Vendor Test Method
Tear Strength-Cut Slit	MIL-C-21189 Para 10.2.4
	FAA P-8110-2, Appendix A
Tear Strength-Tongue	FED-STD-191 TM5134
Coating Adhesion-Heat Seal Seam, Back/Structural Tape	FED-STD-191 TM5970
Coating Adhesion-Heat Seal Seam, Cover Tape	FED-STD-191 TM5970
Coating Adhesion-Cement	FED-STD-191 TM5970
Film Ply Bond Adhesion (Dry)	FED-STD-191 TM5970
Film Ply Bond Adhesion (Elevated Humidity)	FED-STD-191 TM5970
Seam Deadload-Elevated Temp (Underwater) Heat Seal	Vendor Test Method
Seam Deadload-Elevated Temp (Hot Air) Heat Seal	Vendor Test Method
Seam Deadload-Elevated Temp (Underwater) Cement	Vendor Test Method
Seam Deadload-Elevated Temp (Hot Air) Cement	Vendor Test Method
Cylinder Deadload - Elevated Temp (Underwater)	Vendor Test Method
Inflated Cylinder Flex Testing	Vendor Test Method

Low Temp Flex	ASTM D 2136
Helium Permeability	ASTM D 1434 or Vendor Test Method
Helium Permeability after Weather Exposure(QUV Chamber)	ASTM D 1434 or Vendor Test Method
Seam Helium Permeability	ASTM D 1434 or Vendor Test Method

注 1) FED-STD- ; 米国連邦規格

注 2) ASTM ; 米国材料試験協会規格

注 3) FAA ; 米国連邦航空局規格

注 4) MIL ; 米軍規格

注 5) Vendor Test Method ; ILC Dover 社独自の材料試験

A2 膜材供試体の変位および歪計測方法の検討

A2.1 目的

膜材の破壊にいたる変位および歪計測は、強度評価試験における計測項目の一つである。膜材に対応した計測法として、①非接触変位計、②歪Gage、③試験機変位量から工学的な代用特性（歪）を導く、が考えられる。これらについて、検討した結果を示す。

A2.2 変位および歪計測

①非接触変位計 使用した非接触変位計はDVE-201（島津製作所製）であり、表A2-1に主な仕様を示す。また、計測の様子を図A2-1に示す。計測系は、DVE-201すなわちビデオカメラを応用した光学部とMS-WindowsパソコンFM-V（富士通製）のPCIスロットを用いた制御・記録部、ならびに、データ収集・記録・表示ソフトウェアをもつ汎用データ収集装置PCD-320A（共和電業製）で構成した。

②歪gage計測 Strain Gageを接着して、適切な計測が出来るかを検証する。

- 供試体；Vectran 30mm×300mm 引張供試体，Grip間距離；200mm

- Gage ；KFG-5-120-C1-11L1M2R，5%歪測定可，CC-33A瞬間接着剤（共和電業製）

gage接着時はマスキング処理を行い接着剤の影響を最小とした

- 試験装置；Instron 8801 デジタル油圧サーボ試験機（5kN Loadcell使用）

引張速度；200mm/min

- 計測装置；DPM-611B（動歪計，共和電業製），PCD-320A，

DVE-201 ビデオ式非接触伸び計

- なお，歪Gageを用いた計測の様子を図A2-1に合わせて示す。図A2-2には，歪gage接着供試体の破断の様子を示す。

③試験機変位量からの推定 すなわち，試験装置のコンプライアンスを差し引く方法で導く。

- コンプライアンスは，試験装置（すなわち試験機，継手，Gripなど）の変位量と，非接触変位計の測定変位量との差であると定義する。

A2.3 計測結果および考察

図A2-3には，非接触伸び計および試験機アクチュエータ変位計（LVDT）から計測した荷重-変位関係の一例を示す。同様に，図A2-4には，歪gageおよび非接触伸び計から算出される歪から導いた荷重-歪関係を示す。いずれの場合も明確な相違が見られる。

また，図A2-5および図A2-6には，伸び計出力とアクチュエータ変位計（Position-M），および伸び計出力と歪gageの関係を示す。前者は弱い相関関係が見られる。すなわち，工学的な配慮を入れて，代用特性としての活用方法はある。一方，後者では，Strain gageの補強効果が見出され，定性的および定量的にも一致しないと判断できる。すなわち，Strain gageを用いた膜材の歪計測は出来ないと判断できる。

さらに，図A2-7に示したように，Grip Face端部に固定したL型金具に標線マークを貼り付ける手法を用い，各供試体のGrip間距離の変位を測定して，歪を導く方法を試みた。これは，それぞれの供試体に標線マークを貼り付ける作業の省力化を意図した手法であるが，この場合は，Grip間の変位だけではなく，フェイスに接触する供試体の変形も含まれた。したがって，これらの値は比較的大きな変形量が計測され，Grip間を200mmに指定した場合の歪値の代用にはならない，と判断できる。

表A2-1 非接触変位計（島津ビデオ式非接触変位計DVE-201）の主な仕様

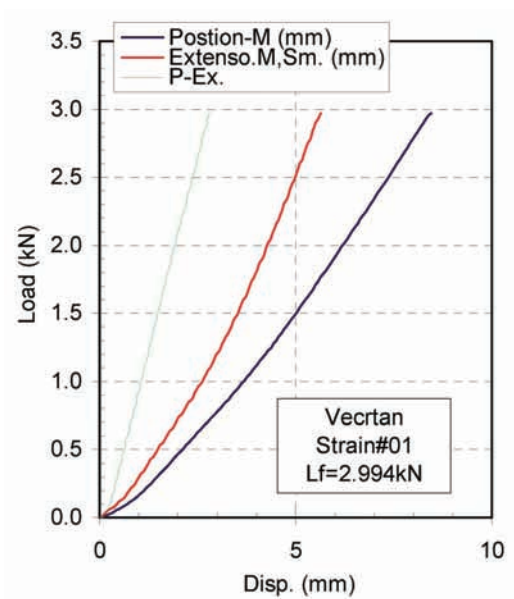
(1)形式	光学式非接触（CCD カメラ）、標線マーク追尾式
(2)標線間距離	カメラ視野内任意
(3)カメラ視野	27mm～500mm（常温測定時）、27mm～450mm（槽内測定時）
(4)供試体とカメラの距離	270mm～500mm（槽内測定時）
(5)最大引張速度	500mm/min（視野サイズによる）
(6)槽内計測時の温度範囲	-50℃～200℃
(7)精度	絶対精度； $\pm 3 \mu\text{m}$ 又は $\pm 6 \mu\text{m}$ 、相対精度； $\pm 1\%$ （使用レンズによる）



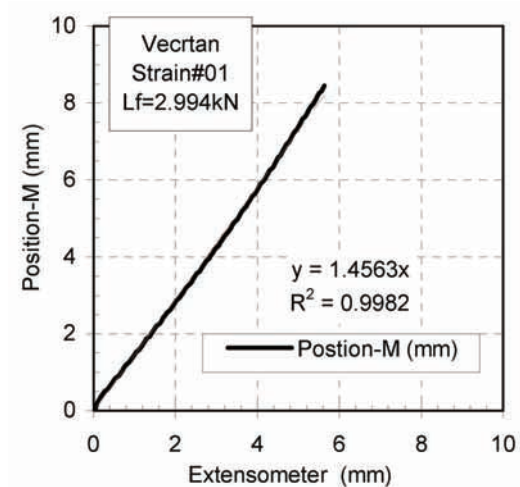
図A2-1 試験全景



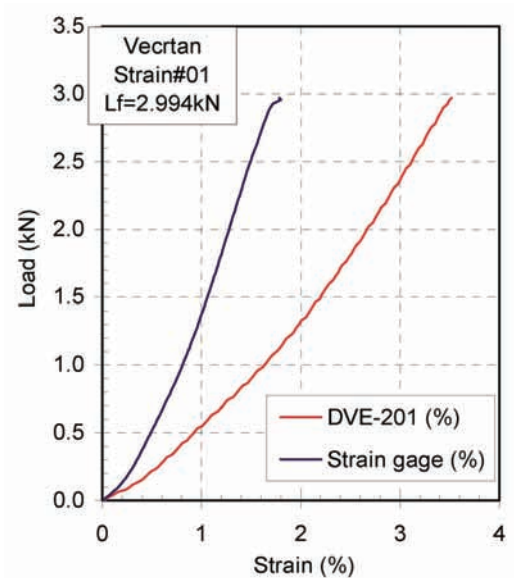
図A2-2 供試体破断後



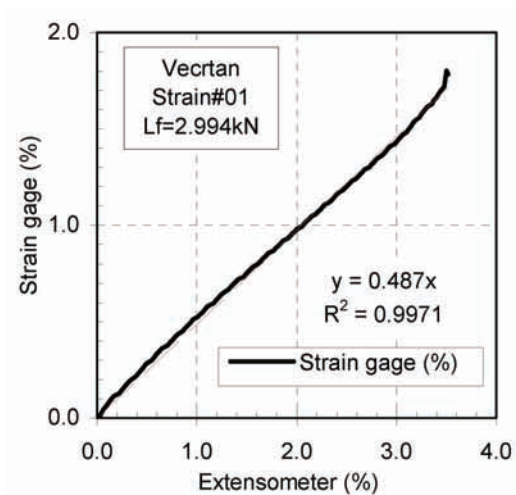
図A2-3 Load-displacement図



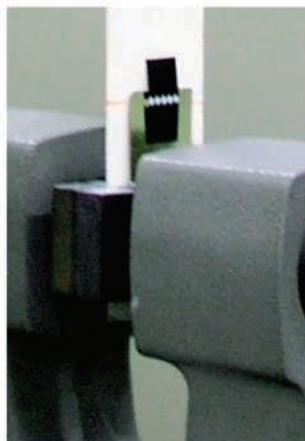
図A2-5 伸び計とアクチュエータ変位量 (Position-M) の関係



図A2-4 Load-Strain (%)



図A2-6 伸び計と歪gageの関係



図A2-7 Grip faceに取り付けた標線マーク

A3 それぞれの試験状況，試験結果の表および図

A3.1 引張試験

A3.1.1 試験状況



図A3.1-1 室温 引張試験 全景



図A3.1-2 破断例



図A3.1-3 破断例



図A3.1-4 高温環境 引張試験 全景



図A3.1-5 高温環境槽内
破断例



図A3.1-6 供試体
setup

試験条件	
試験方法	JIS L 1096-1990 一般織物試験法 引張強さ試験法準拠、 供試体寸法 30×300mm、Grip 間 200mm
時 期	2005 年 8 月から 2006 年 3 月
場 所	宇宙航空研究開発機構、複合材技術開発センター
試験機	デジタル油圧サーボ材料試験機（Instron 8801 5kN load Cell 使用）変位および歪計測 65℃試験は試験機付属の環境槽を使用
引張試験速度	200mm/min、
変位計測	島津ビデオ式非接触変位計（DVE-201）、評点間 200mm PCD-320A、VTR 撮影
グリップ	Instron Screw Action Grips 2710-003, Face ； High Friction Compound 2701-46, 50mm x 25mm

3.1.2 試験結果の表および図

これらの表と図に示した記号および用語は、以下に列記する。

Stock；補用品，Exposure；劣化モニタ用膜材，Flight；実機品，MD；縦糸方向，TD；横糸方向，Joint；継手供試体，average；平均値，std；標本標準偏差，CV；変動係数，

表A3.1-1 Vectron材の引張強さ試験結果

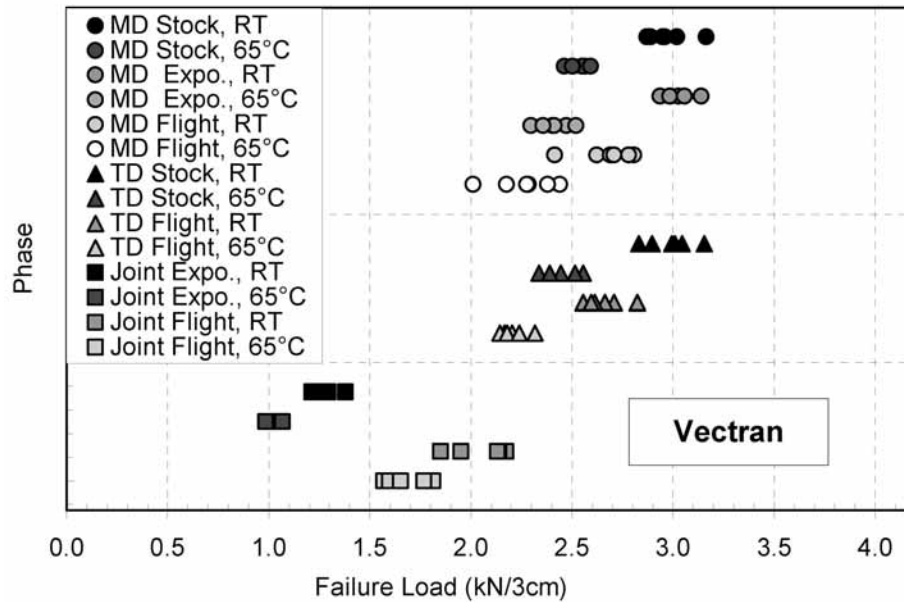
Condi- on	#	Stock RT Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Stock 65°C Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Exposure RT Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Exposure 65°C Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Flight RT Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Flight 65°C Lmax (kN)	Failure Strain (%)
MD	1	2.960	3.4	7	2.462	3.2	1	2.987	3.7	2	2.404	3.4	2	2.805	3.4	6	2.012	2.6
	2	3.018	3.5	9	2.565	3.3	3	3.140	3.8	4	2.297	3.2	20	2.624	3.3	12	2.439	2.9
	3	2.949	3.4	11	2.551	3.2	5	3.027	3.7	6	2.473	3.4	17	2.690	3.4	10	2.177	2.7
	4	3.164	3.6	13	2.593	3.3	9	2.936	3.7	8	2.413	3.3	22	2.780	3.5	11	2.379	3.0
	5	2.889	3.4	15	2.505	3.2	7	2.983	3.7	10	2.521	3.3	68	2.709	3.4	5	2.285	2.9
	6	2.871	3.4	17	2.503	3.2	11	3.057	3.8	12	2.357	3.3	47	2.415	3.1	4	2.276	2.8
average		2.975	3.45		2.530	3.23		3.022	3.73		2.411	3.32		2.671	3.33		2.261	2.82
std		0.106	0.08		0.048	0.07		0.071	0.05		0.080	0.08		0.141	0.13		0.152	0.15
CV(%)		3.58	2.43		1.90	2.29		2.35	1.38		3.31	2.27		5.28	3.94		6.72	5.23
TD	1	3.010	3.6	9	2.555	3.3		---	---		---	---	3	2.709	3.4	1	2.167	2.9
	2	2.895	3.5	10	2.444	3.2		---	---		---	---	10	2.556	3.3	2	2.203	2.9
	3	2.832	3.5	12	2.446	3.3		---	---		---	---	40	2.664	3.4	4	2.318	2.9
	4	3.155	3.8	14	2.336	3.2		---	---		---	---	19	2.614	3.4	5	2.144	2.8
	6	2.994	3.6	16	2.389	3.2		---	---		---	---	24	2.594	3.4	6	2.179	2.8
	7	3.045	3.7	18	2.514	3.3		---	---		---	---	33	2.823	3.5	7	2.239	2.8
average		2.989	3.62		2.447	3.25							2.660	3.42		2.208	2.85	
std		0.114	0.12		0.080	0.06							0.096	0.05		0.063	0.05	
CV(%)		3.80	3.23		3.26	1.76							3.62	1.49		2.84	1.92	
Joint	1	---	---		---	---	6	1.279	3.1	1	1.061	2.7	5	2.136	3.2	8	1.814	2.8
	2	---	---		---	---	7	1.380	3.3	2	0.993	2.7	1	1.951	3.0	10	1.570	2.6
	3	---	---		---	---	9	1.253	3.3	3	1.015	2.7	22	2.173	3.1	12	1.598	3.0
	4	---	---		---	---	10	1.214	3.0	4	0.984	2.7	9	1.851	2.9	13	1.652	2.7
	5	---	---		---	---	11	1.256	2.9	5	1.067	2.7	11	2.138	3.1	15	1.767	2.9
	6	---	---		---	---	13	1.294	3.1		---	---	14	2.131	3.1		---	---
average							1.279	3.12		1.024	2.70		2.063	3.07		1.680	2.80	
std							0.056	0.16		0.038	0.00		0.131	0.11		0.106	0.16	
CV(%)							4.40	5.14		3.74	0.00		6.33	3.65		6.32	5.65	

表A3.1-2 Zylon材の引張強さ試験結果

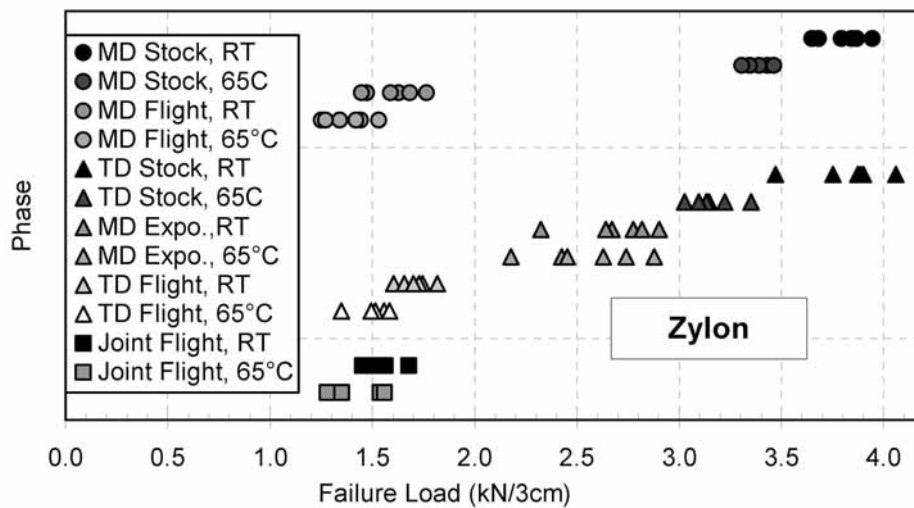
Condi- on	#	Stock RT Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Stock 65°C Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Exposure RT Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Exposure 65°C Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Flight RT Lmax (kN)	Failure Strain (%)	#	Flight 65°C Lmax (kN)	Failure Strain (%)
MD	1	3.650	4.9	12	3.434	5.0		---	---		---	---	2	1.628	3.6	1	1.252	3.6
	2	3.681	4.9	16	3.347	5.0		---	---		---	---	12	1.471	3.5	3	1.341	---
	3	3.842	5.0	18	3.392	5.0		---	---		---	---	19	1.447	3.5	4	1.532	3.6
	4	3.868	5.1	20	3.344	5.0		---	---		---	---	24	1.683	3.6	5	1.272	3.6
	7	3.945	5.2	8	3.463	5.1		---	---		---	---	28	1.588	3.5	6	1.443	3.8
	6	3.792	5.0	19	3.306	5.0		---	---		---	---	29	1.766	3.7	7	1.421	3.6
average		3.796	5.02		3.381	5.01							1.597	3.59		1.377	3.64	
std		0.113	0.12		0.060	0.06							0.123	0.09		0.108	0.09	
CV(%)		2.98	2.33		1.76	1.13							7.69	2.4		7.84	2.46	
TD	1	3.885	2.9	14	3.145	2.6	1	2.775	2.2	2	2.177	1.8	1	1.604	1.4	2	1.556	1.5
	2	3.750	2.9	15	3.350	2.7	3	2.670	2.1	4	2.424	2.1	7	1.656	1.4	3	1.583	1.5
	3	3.900	3.0	16	3.026	2.5	5	2.642	2.0	6	2.453	2.0	26	1.745	1.6	4	1.348	1.3
	4	4.059	3.0	18	3.221	2.6	7	2.323	1.8	8	2.629	2.2	28	1.728	1.5	5	1.513	1.4
	5	3.873	3.0	20	3.132	2.6	9	2.902	2.2	10	2.877	2.4	31	1.701	1.5	6	1.515	1.4
	6	3.470	2.6	22	3.096	2.6	11	2.817	2.2	12	2.740	2.3	38	1.816	1.5	8	1.495	1.4
average		3.823	2.90		3.162	2.58		2.688	2.08		2.550	2.13		1.708	1.49		1.502	1.42
std		0.199	0.15		0.112	0.08		0.203	0.16		0.250	0.22		0.073	0.07		0.082	0.08
CV(%)		5.20	5.34		3.55	3.24		7.54	7.69		9.82	10.13		4.30	4.5		5.45	5.31
Joint		---	---		---	---		---	---		---	---	6	1.492	1.3	13	1.539	1.4
		---	---		---	---		---	---		---	---	16	1.452	1.2	15	1.558	1.5
		---	---		---	---		---	---		---	---	21	1.552	1.6	17	1.342	1.3
		---	---		---	---		---	---		---	---	33	1.564	1.3	20	1.314	1.4
		---	---		---	---		---	---		---	---	7	1.497	1.3	30	1.350	1.3
		---	---		---	---		---	---		---	---	14	1.677	1.4	37	1.278	1.3
average													1.539	1.34		1.397	1.37	
std													0.079	0.12		0.120	0.08	
CV(%)													5.15	8.80		8.61	5.97	

A3.1.3 それぞれの荷重－変位線図と破断写真

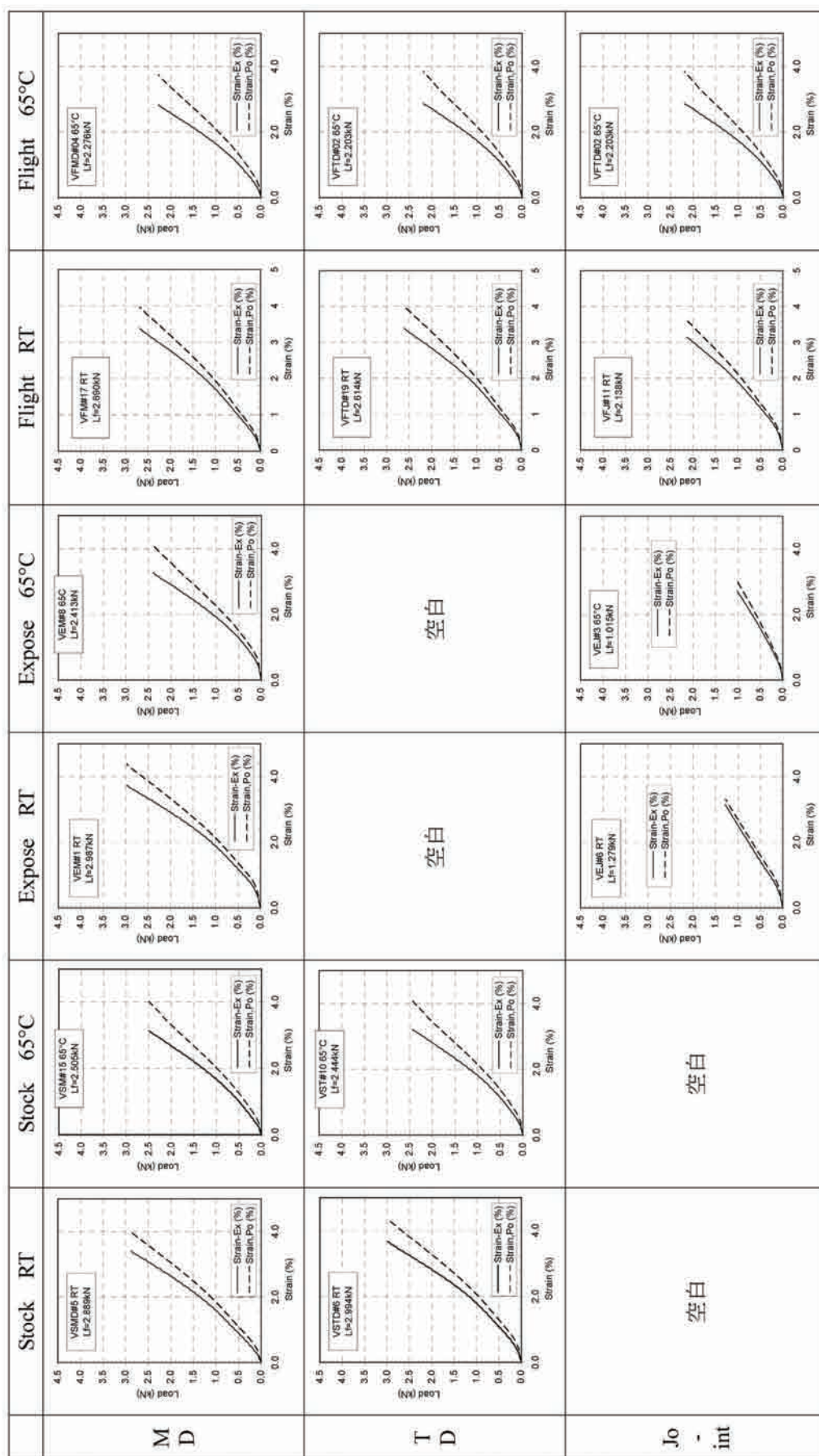
次ページの図A3.1-9および図A3.1-10には、表A3.1-1および表A3.1-2において区分した試験条件における代表的な荷重-変位関係を示す。図中の実線は非接触変位計から導いた変位量、破線は試験機アクチュエータ変位量を示す。さらに、図A3.1-11から図A3.1-36には、試験を行った全供試体に対応した荷重－変位関係および破断した供試体の写真を示す。



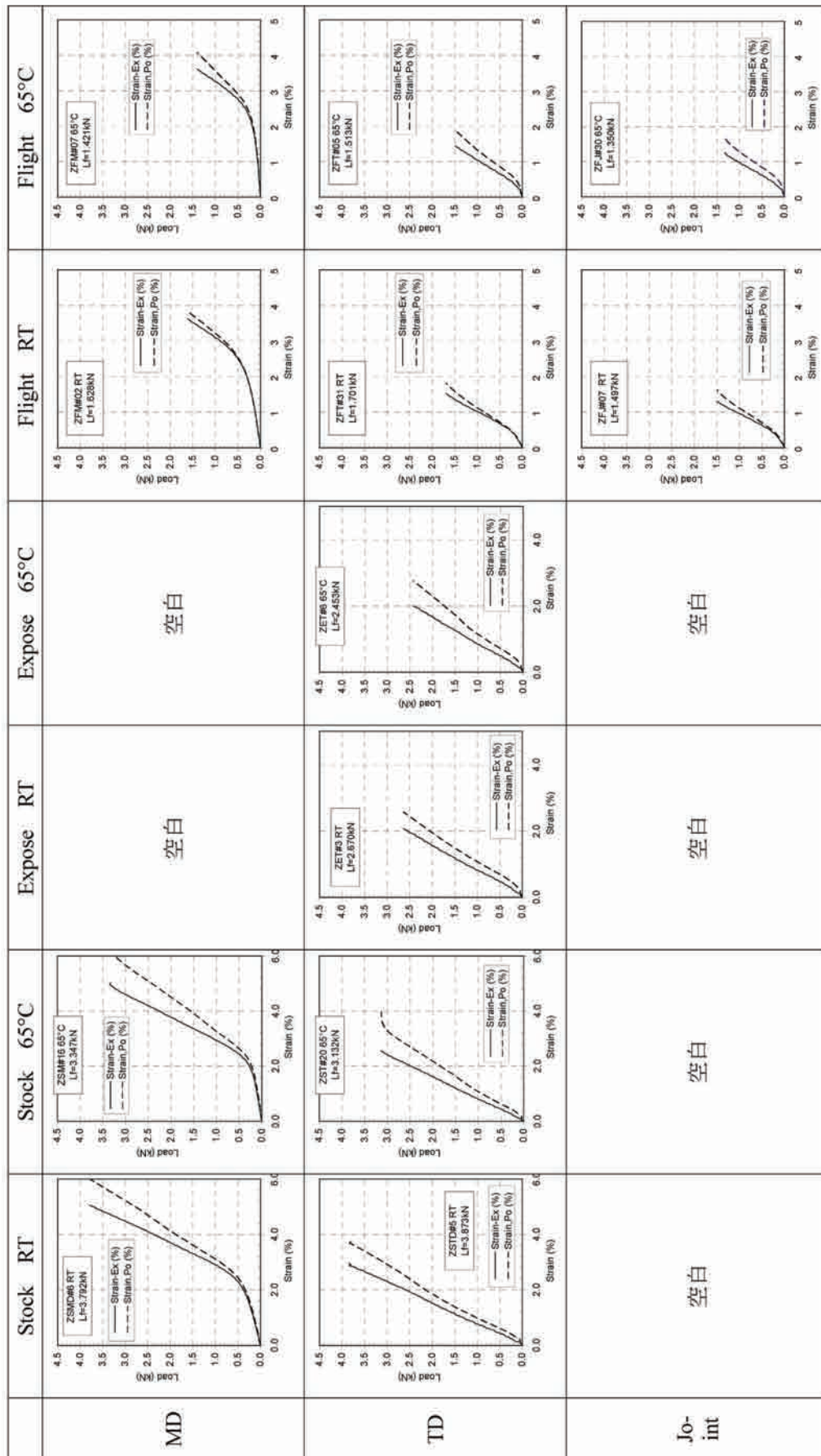
図A3.1-7 Vectran材の引張強さ試験結果の比較図



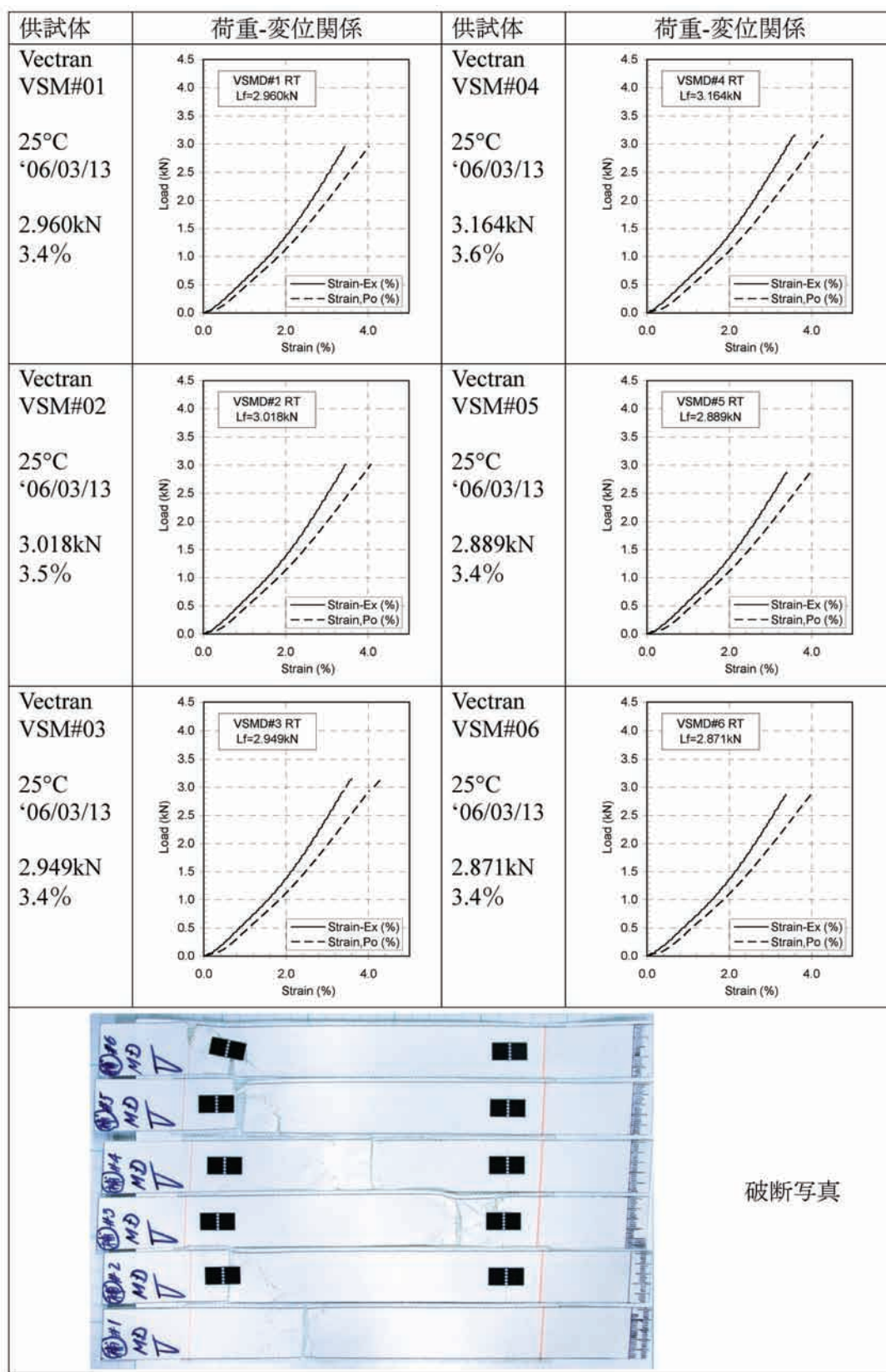
図A3.1-8 Zylon材の引張強さ試験結果の比較図



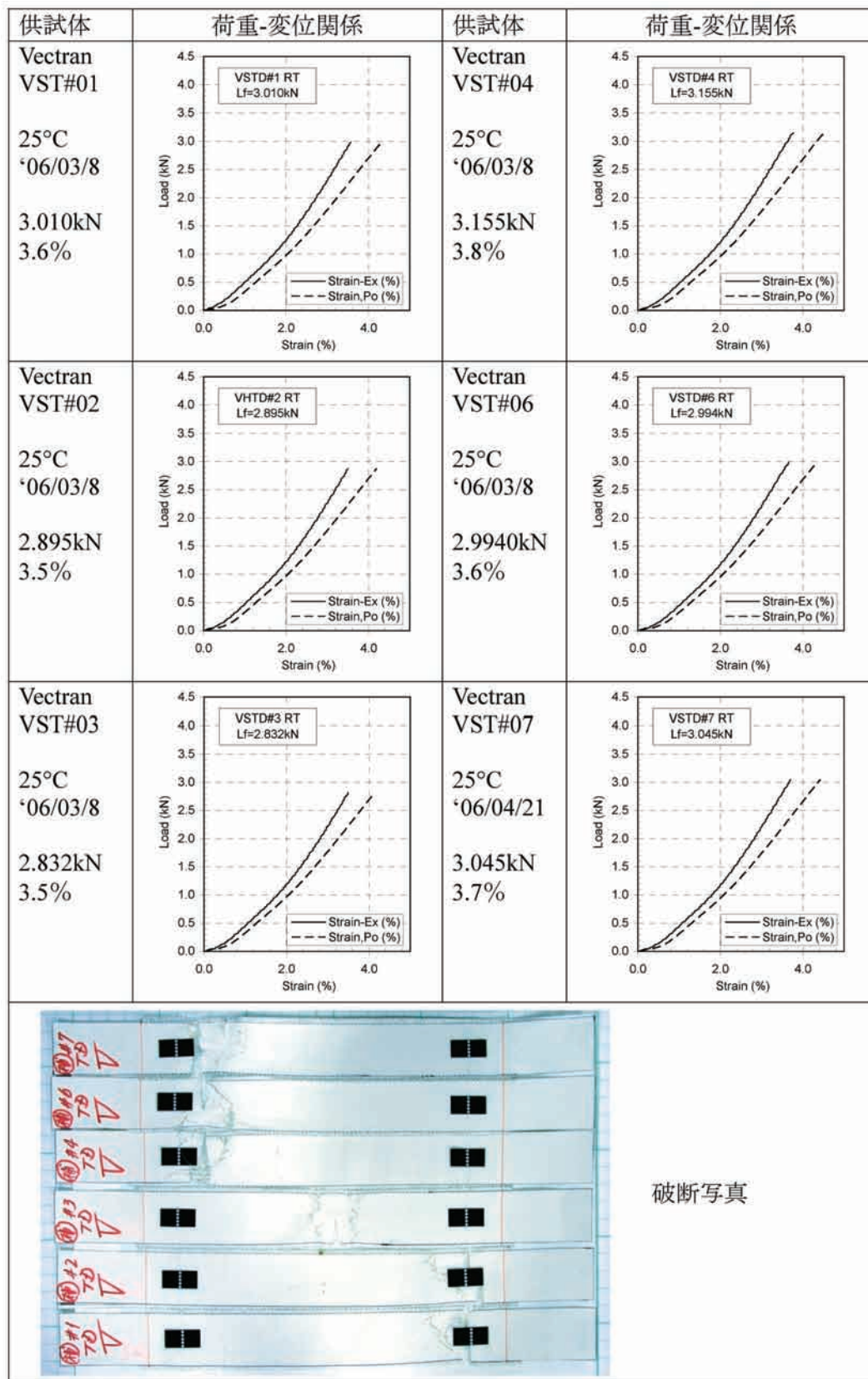
図A3.1-9 Vectron材の代表的な荷重－変位関係



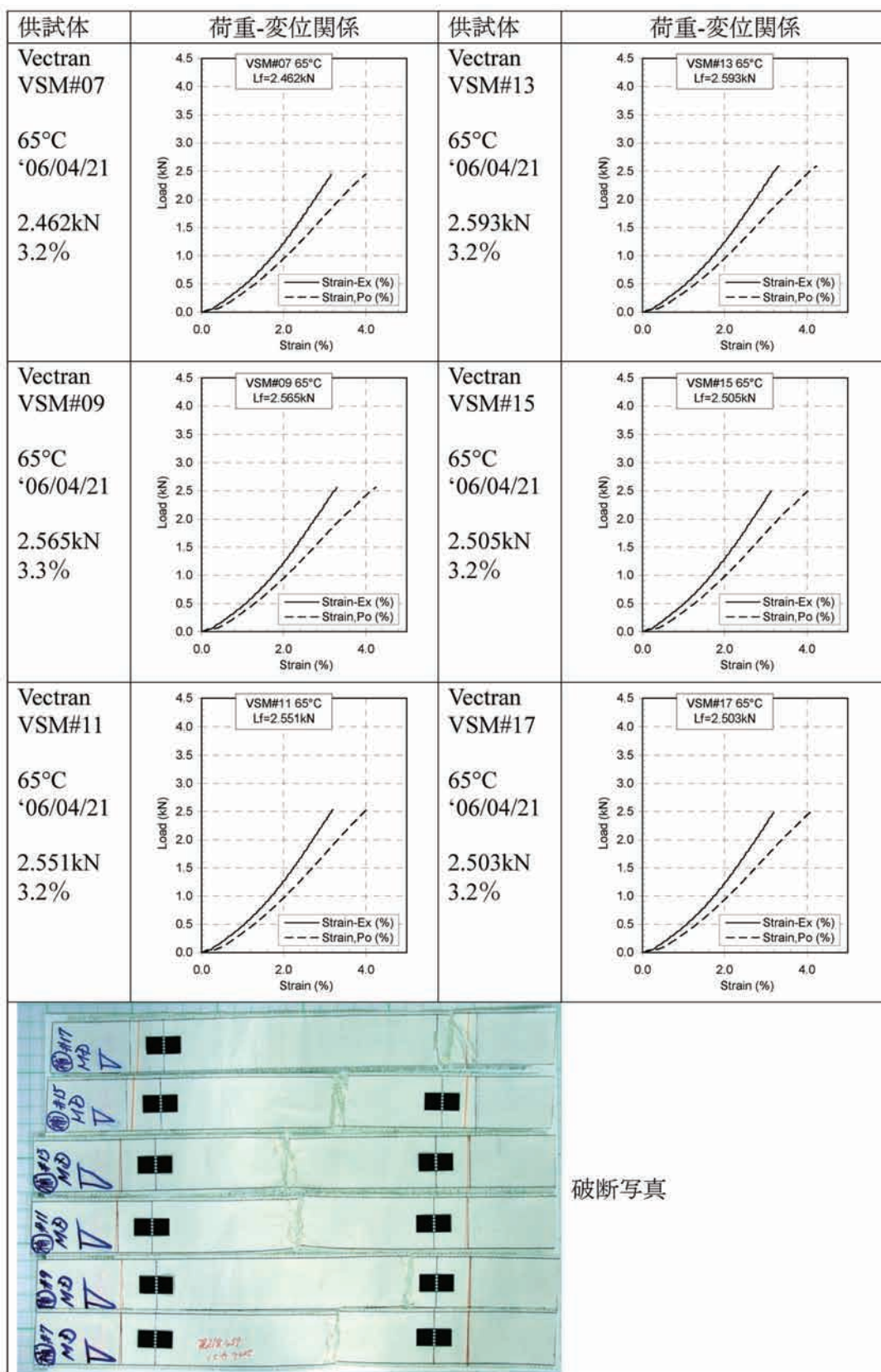
図A3.1-10 Zylon 材の代表的な荷重－変位関係



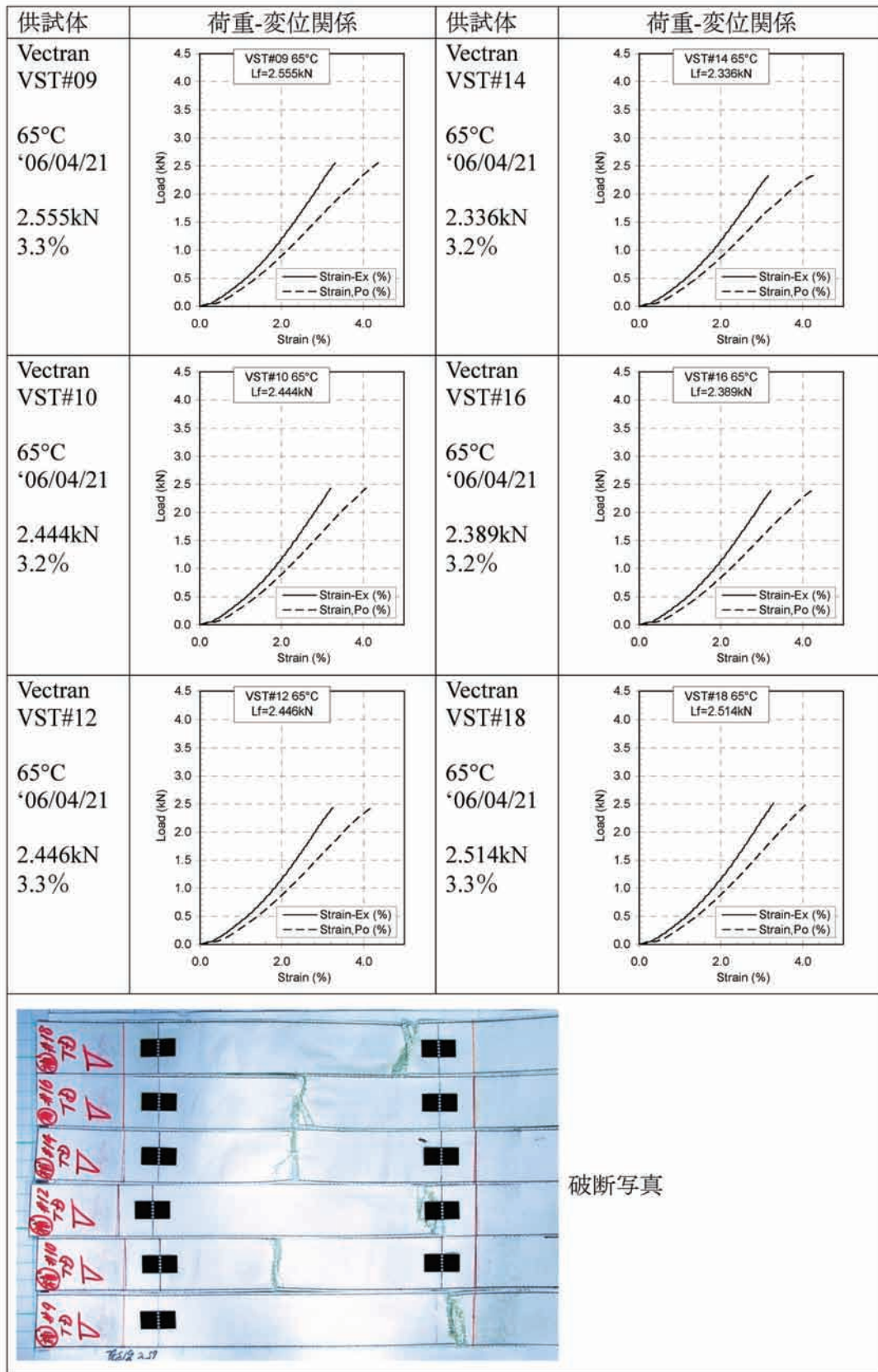
図A3.1-11 Vectran, 補用品, MD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2006/3/13試験



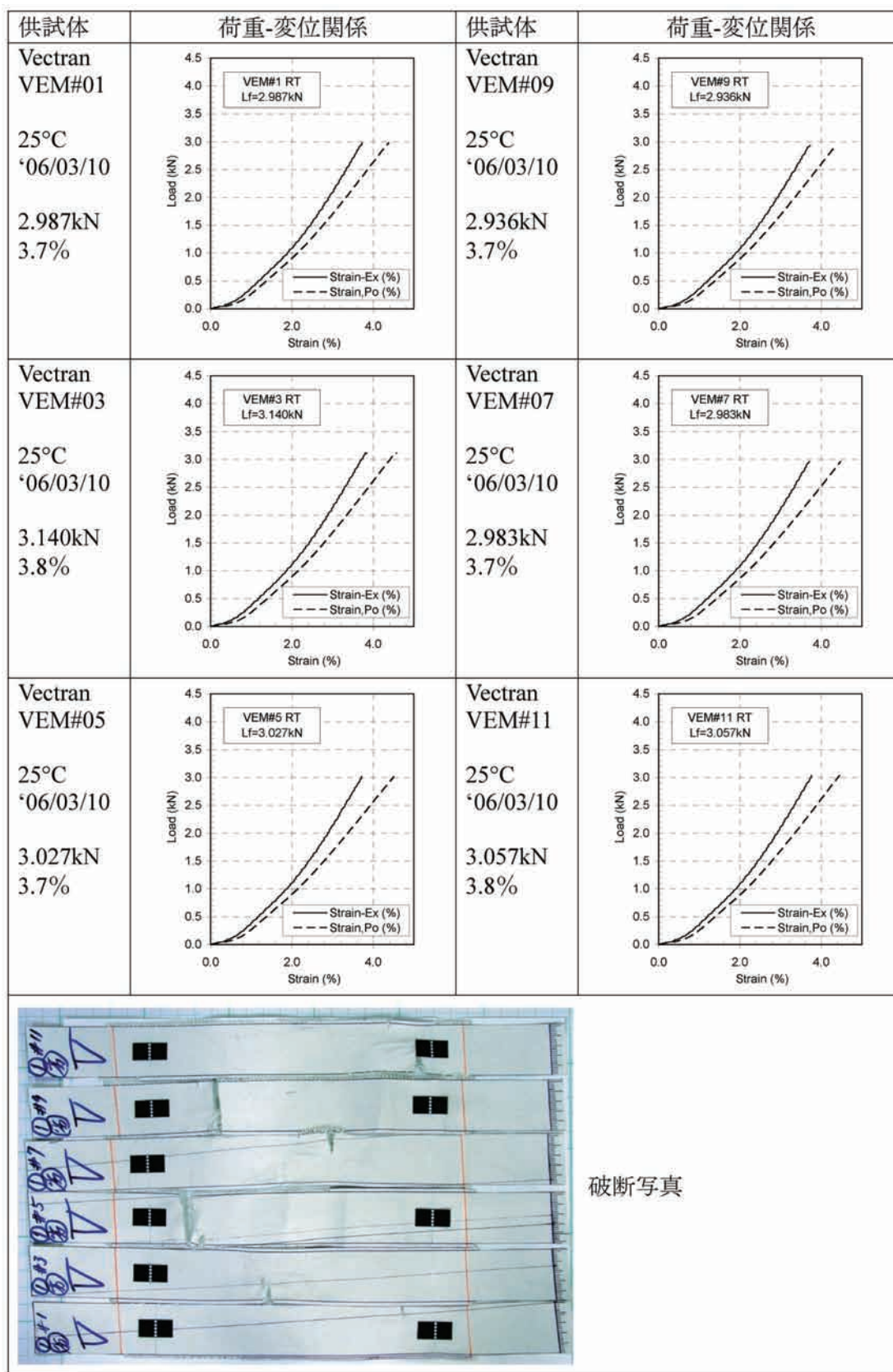
図A3.1-12 Vectran, 補用品, TD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2006/03/08試験



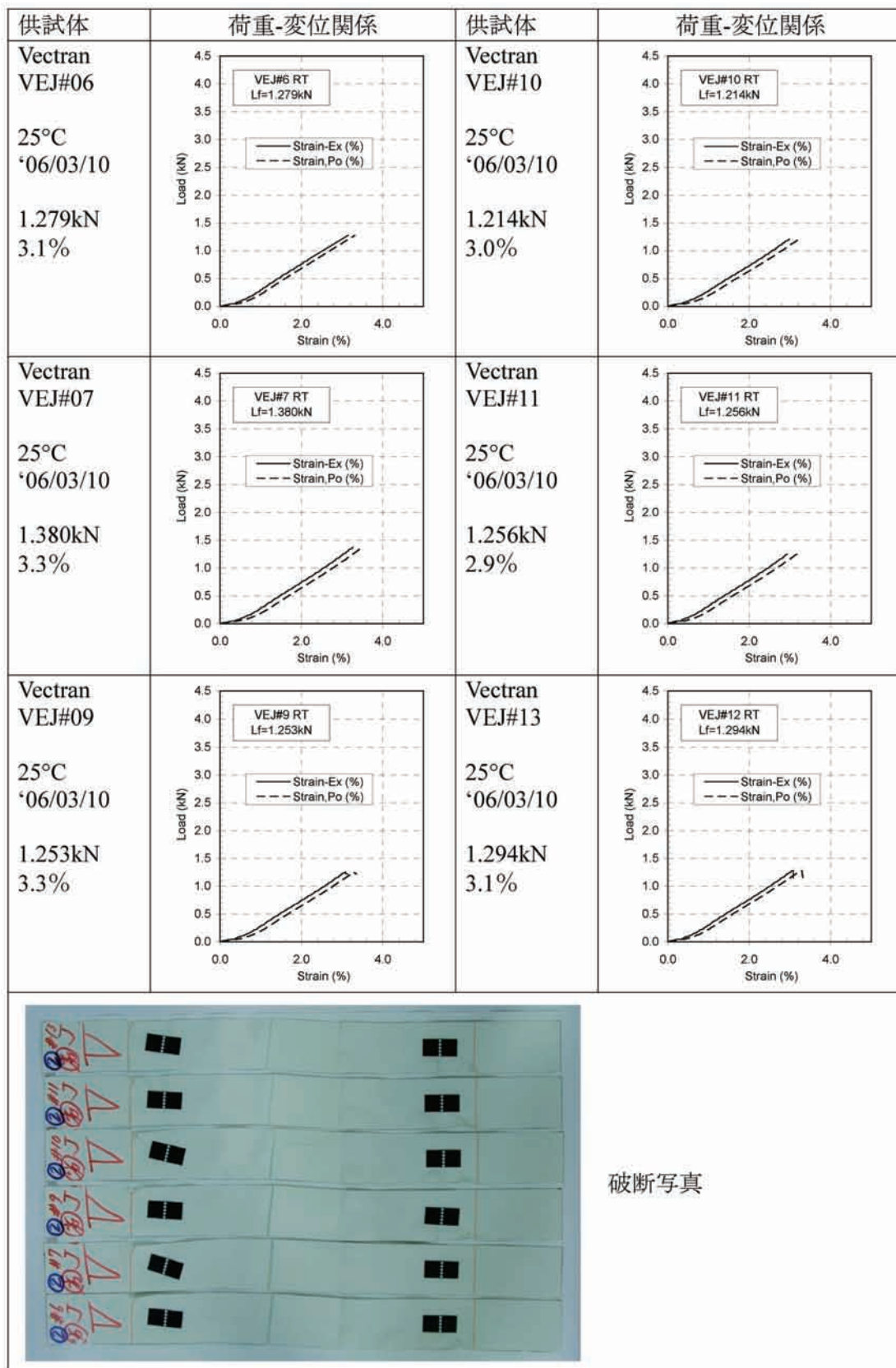
図A3.1-13 Vectran, 補用品, MD, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/4/21試験



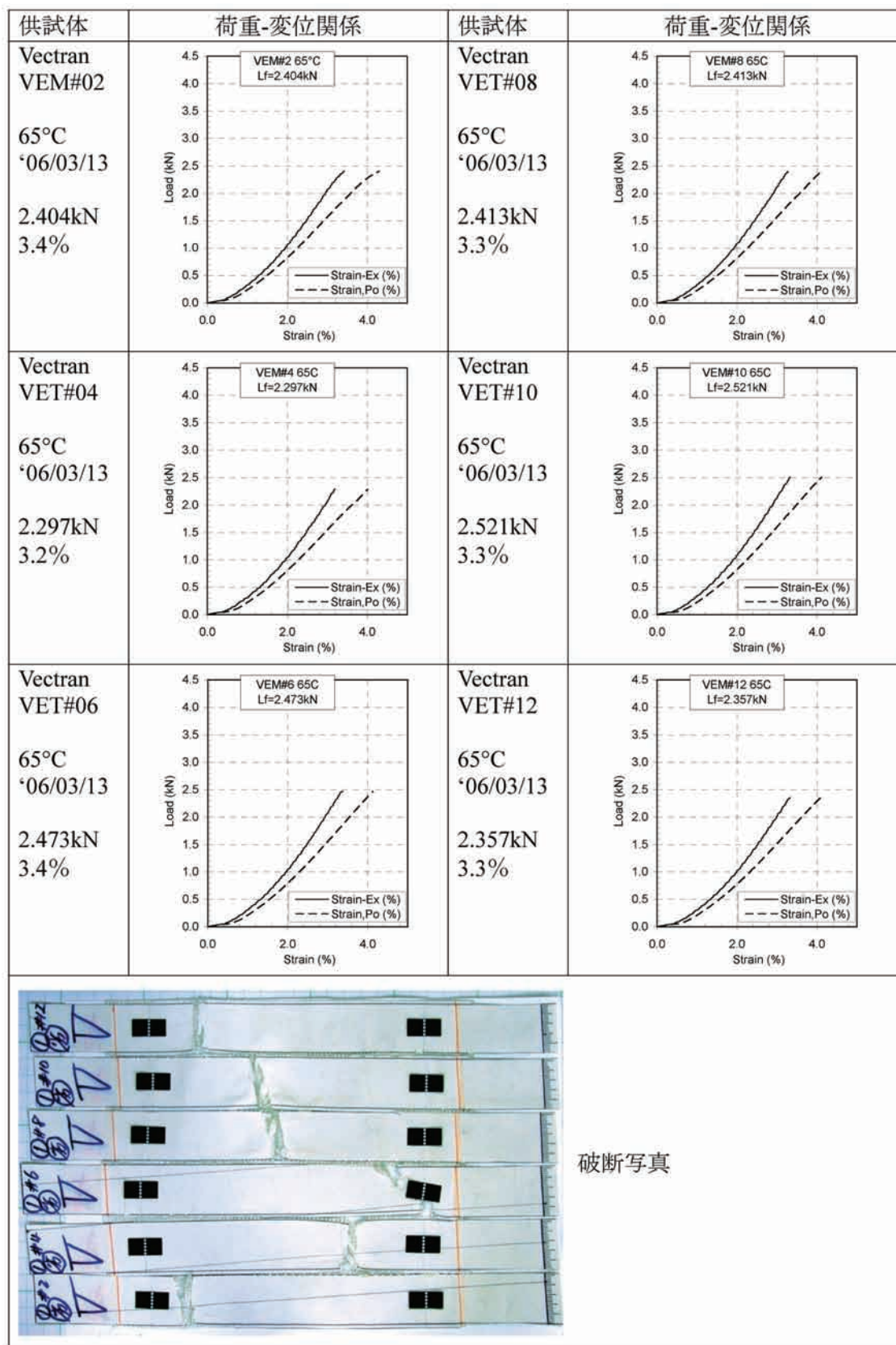
図A3.1-14 Vectran, 補用品, TD, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/4/21試験



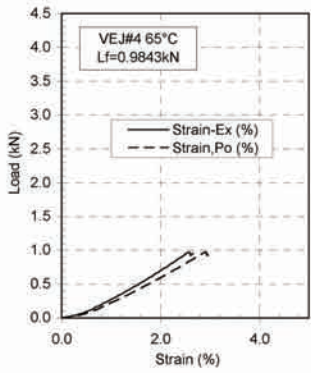
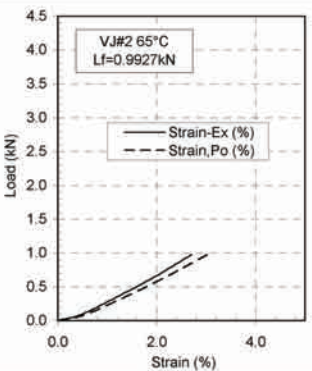
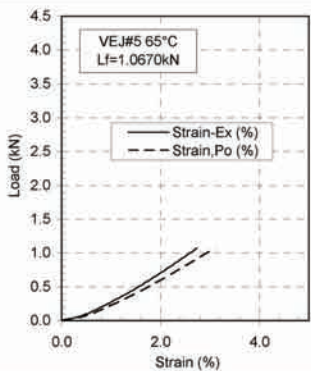
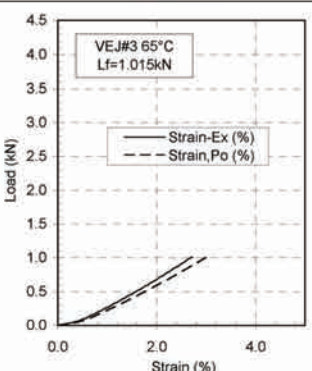
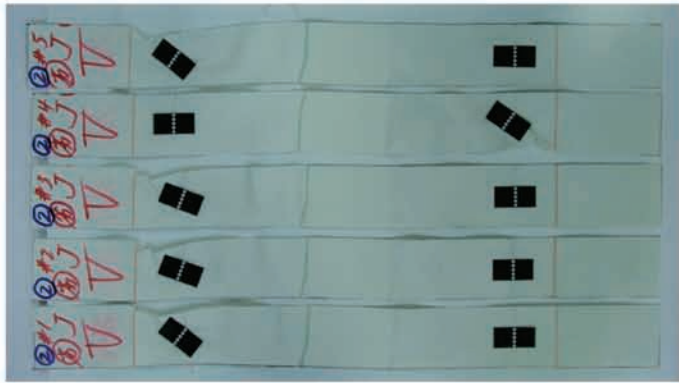
図A3.1-15 Vectran, 劣化モニタ用膜材, MD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2006/3/10試験



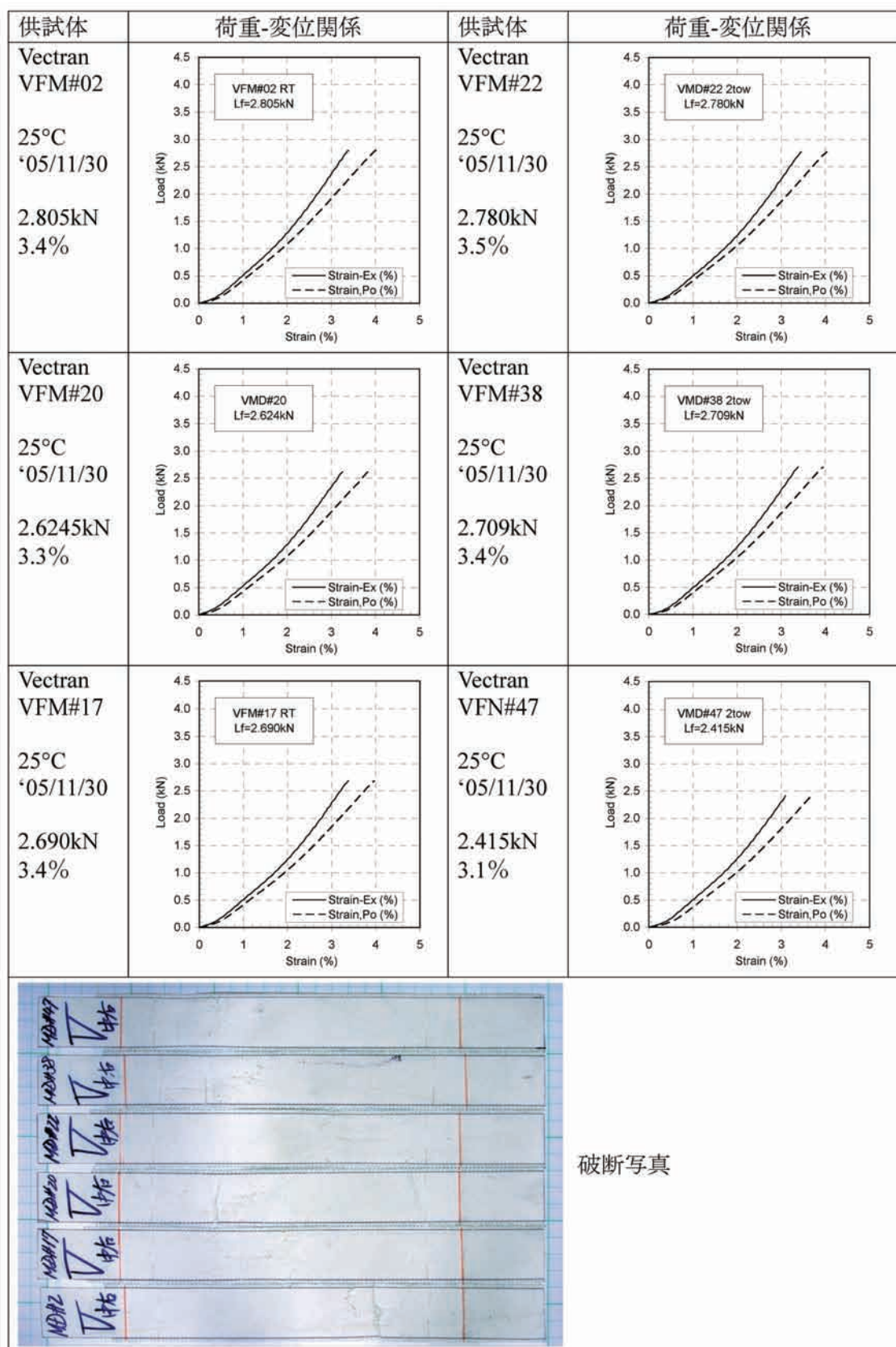
図A3.1-16 Vectran, 劣化モニタ用膜材, Joint, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2006/3/10試験



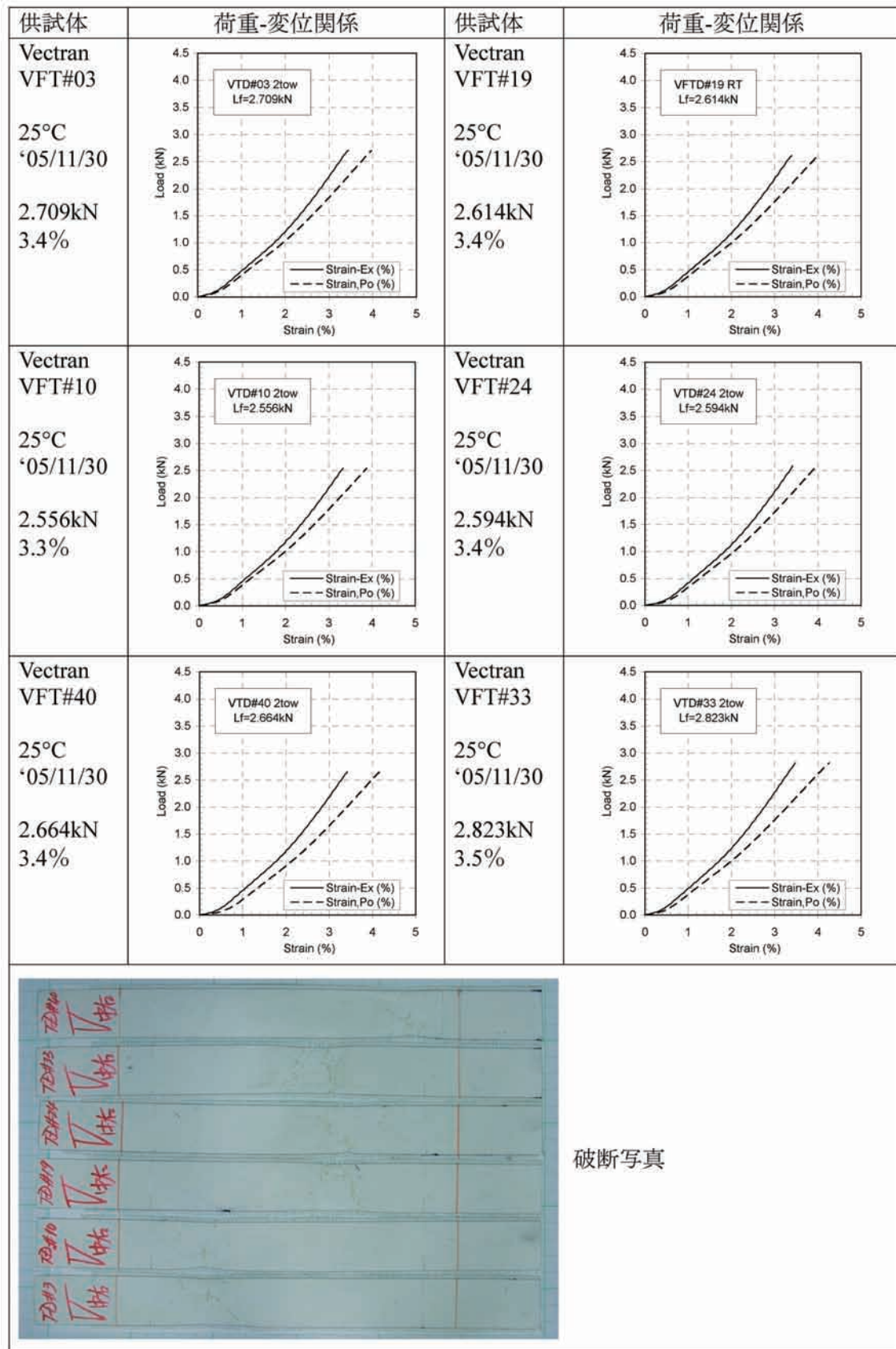
図A3.1-17 Vectran, 劣化モニタ用膜材, MD, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/3/3試験

供試体	荷重-変位関係	供試体	荷重-変位関係
Vectran VEJ#01 65°C ‘06/01/26 1.061kN 2.7%	空白	Vectran VEJ#04 65°C ‘06/01/26 0.984kN 2.7%	
Vectran VEJ#02 65°C ‘06/01/26 0.9927kN 2.7%		Z Vectran VEJ#05 65°C ‘06/01/26 1.067kN 2.7%	
Vectran VEJ#03 65°C ‘06/01/26 1.015kN 2.7%		空白	空白
<div style="display: flex; align-items: center;">  <div style="margin-left: 20px;">破断写真</div> </div>			

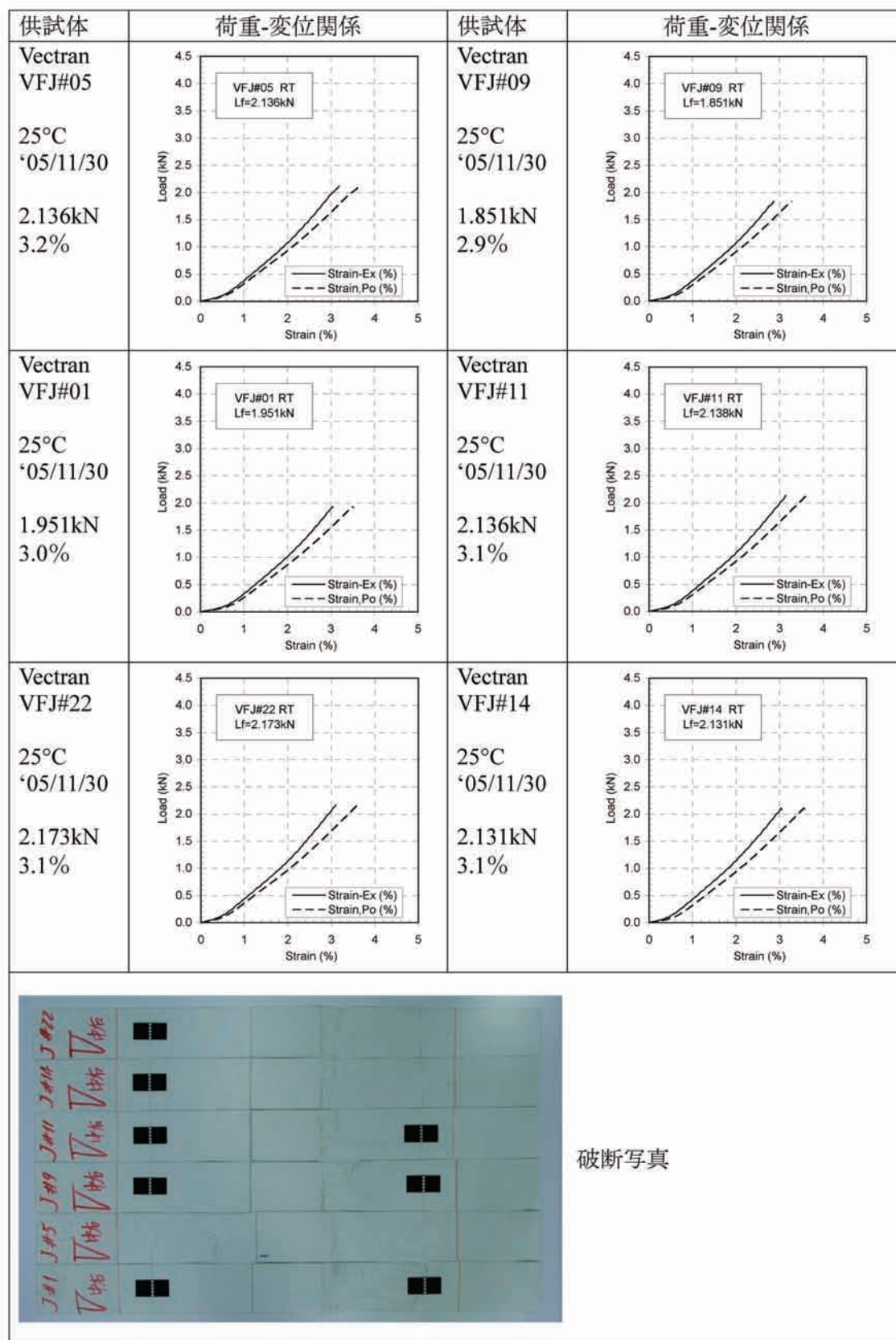
図A3.1-18 Vectran, 劣化モニタ用膜材, Joint, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/1/26試験



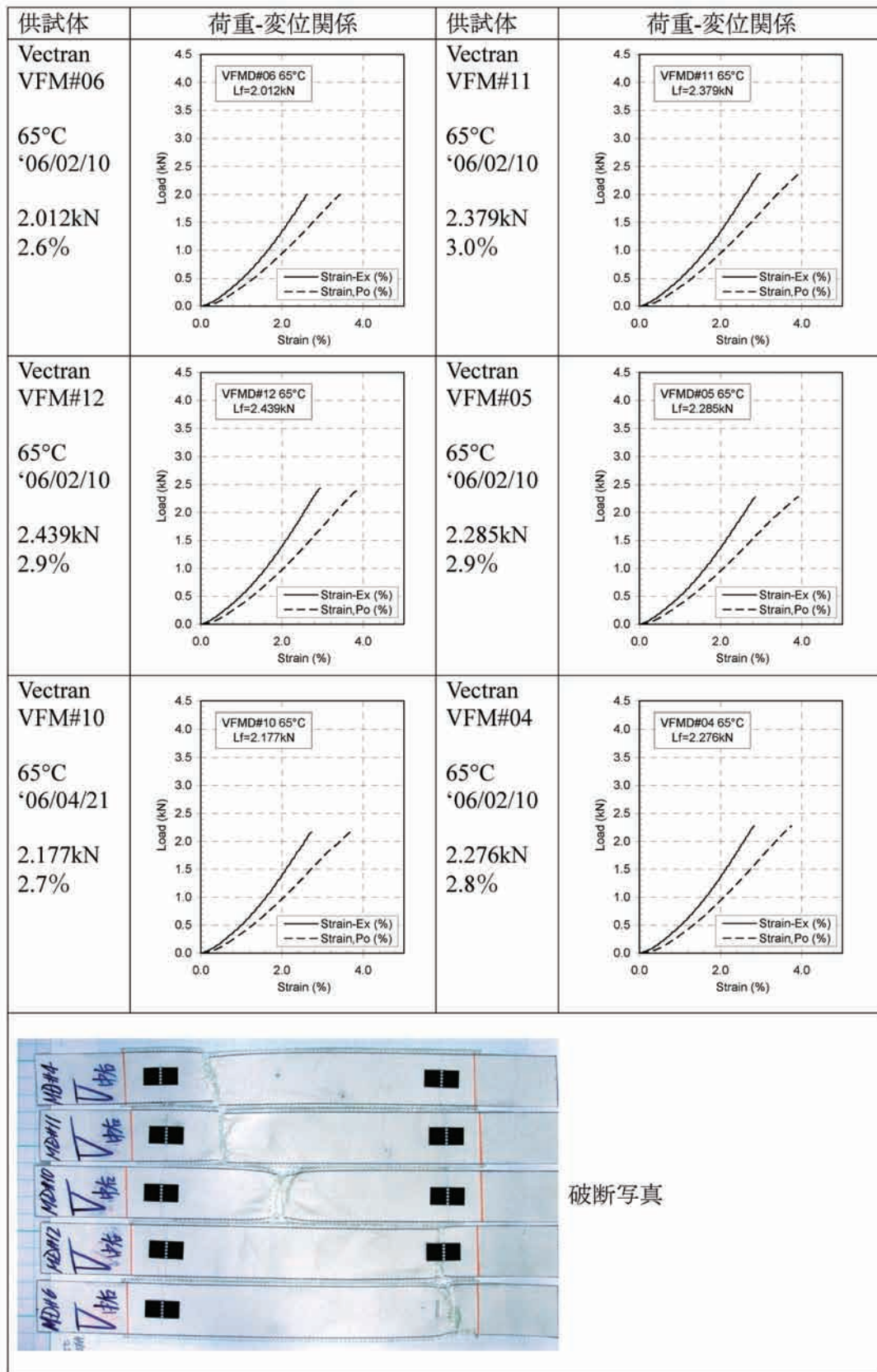
図A3.1-19 Vectran, 実機品, MD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2005/11/30試験



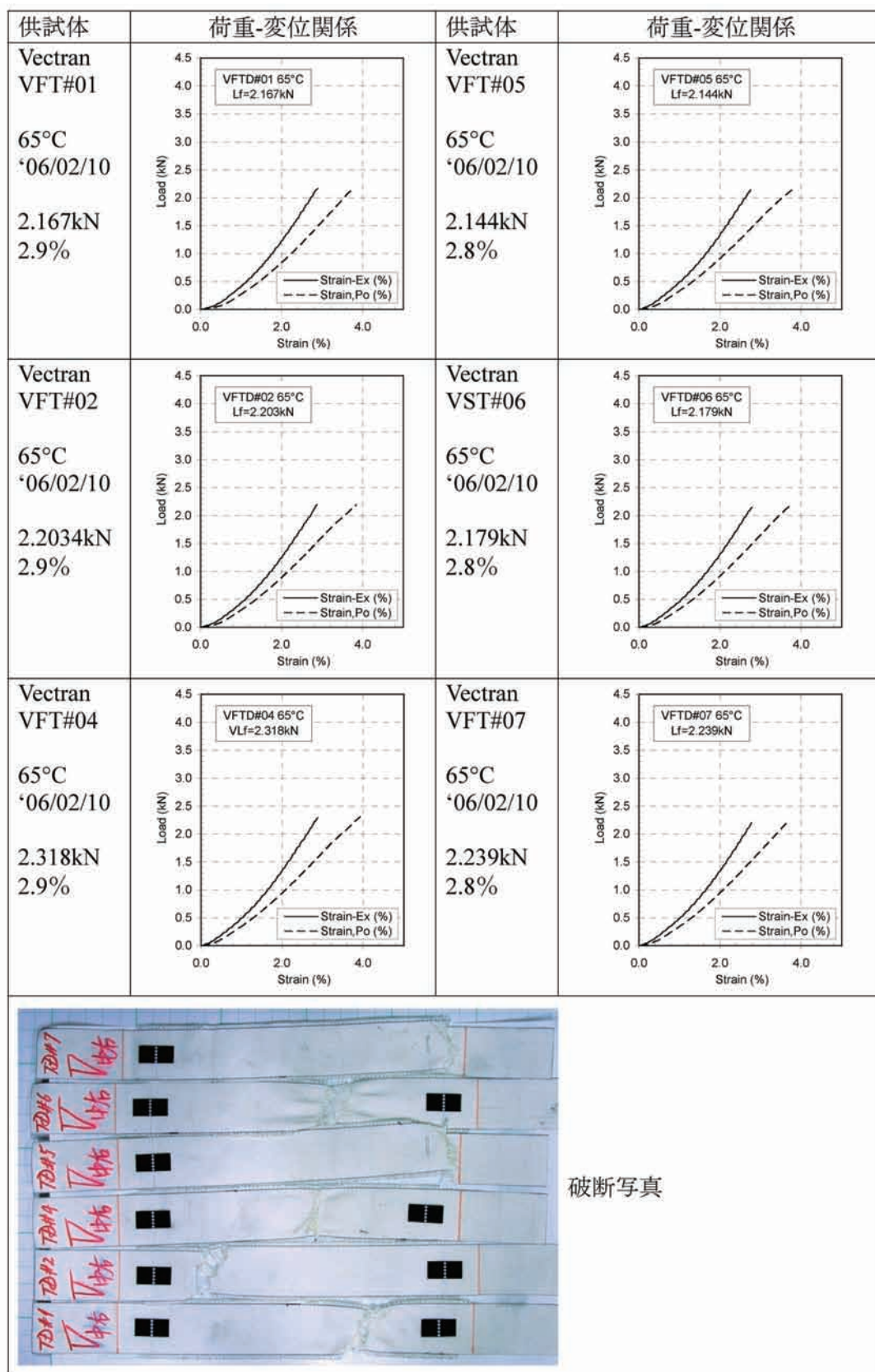
図A3.1-20 Vectran, 実機品, TD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2005/11/30試験



図A3.1-21 Vectran, 実機品, Joint, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2006/1/26試験



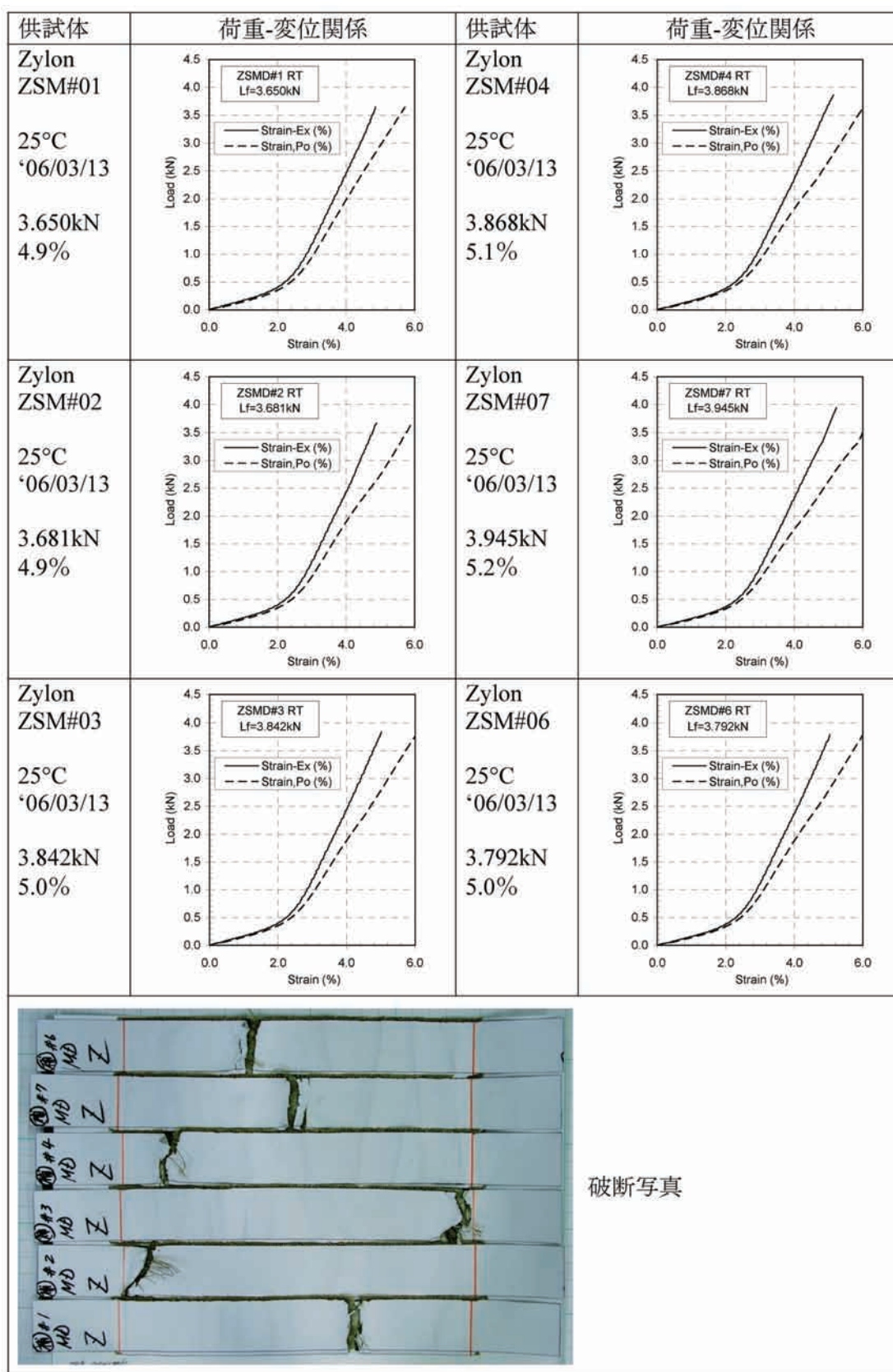
図A3.1-22 Vectran, 実機品, MD, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/02/10試験



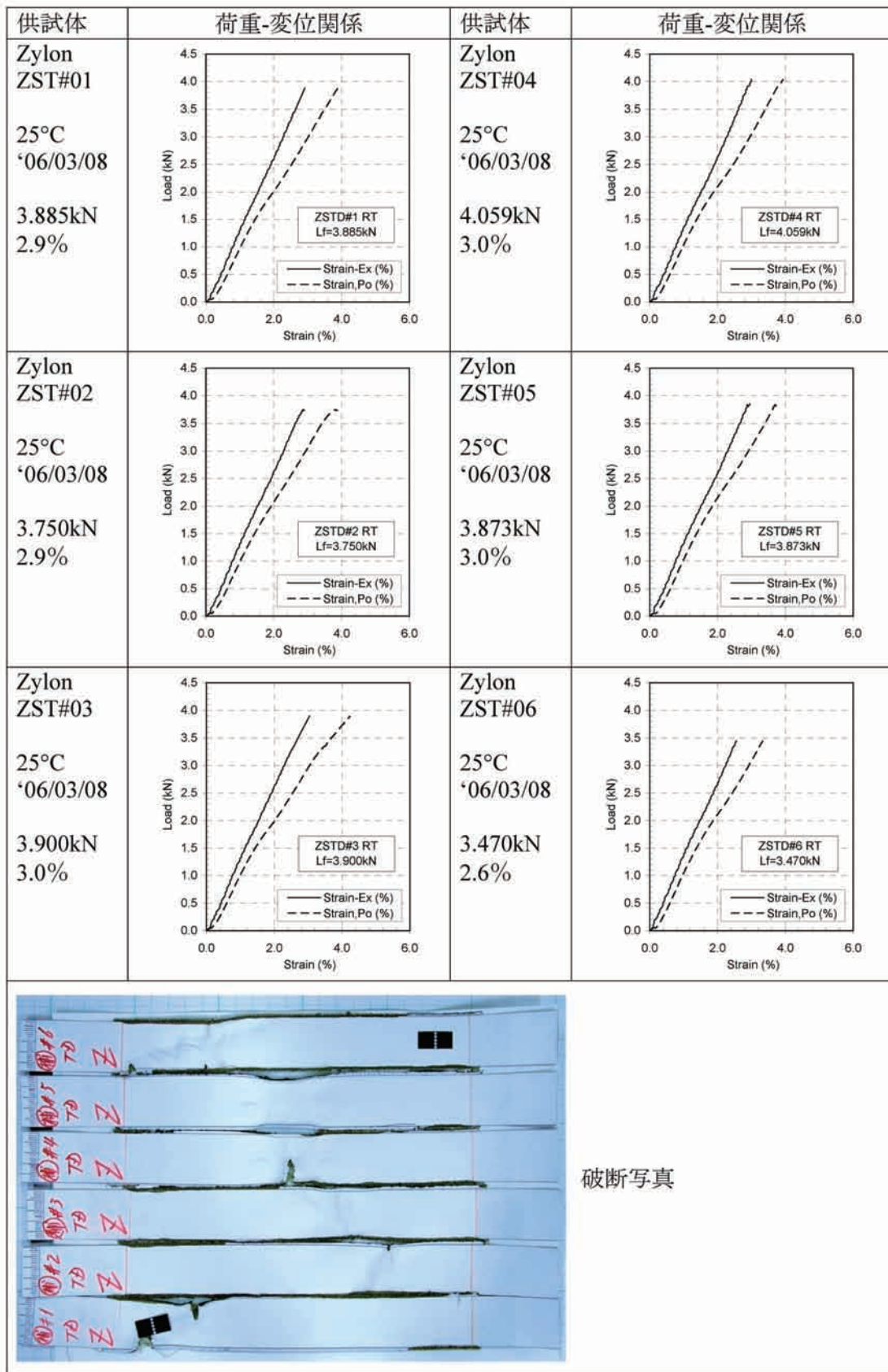
図A3.1-23 Vectran, 実機品, TD, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/2/10試験

供試体	荷重-変位関係	供試体	荷重-変位関係
Vectran VFJ#08 65°C ‘06/01/24 1.814kN 2.8%		Vectran VFJ#13 65°C ‘06/01/24 1.652kN 2.7%	
Vectran VFJ#10 65°C ‘06/01/24 1.570kN 2.6%		Vectran VFJ#15 65°C ‘06/01/24 1.767kN 2.9%	
Vectran VFJ#12 65°C ‘06/01/24 1.598kN 3.0%		空白	空白
<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="margin-left: 20px;">破断写真</div> </div>			

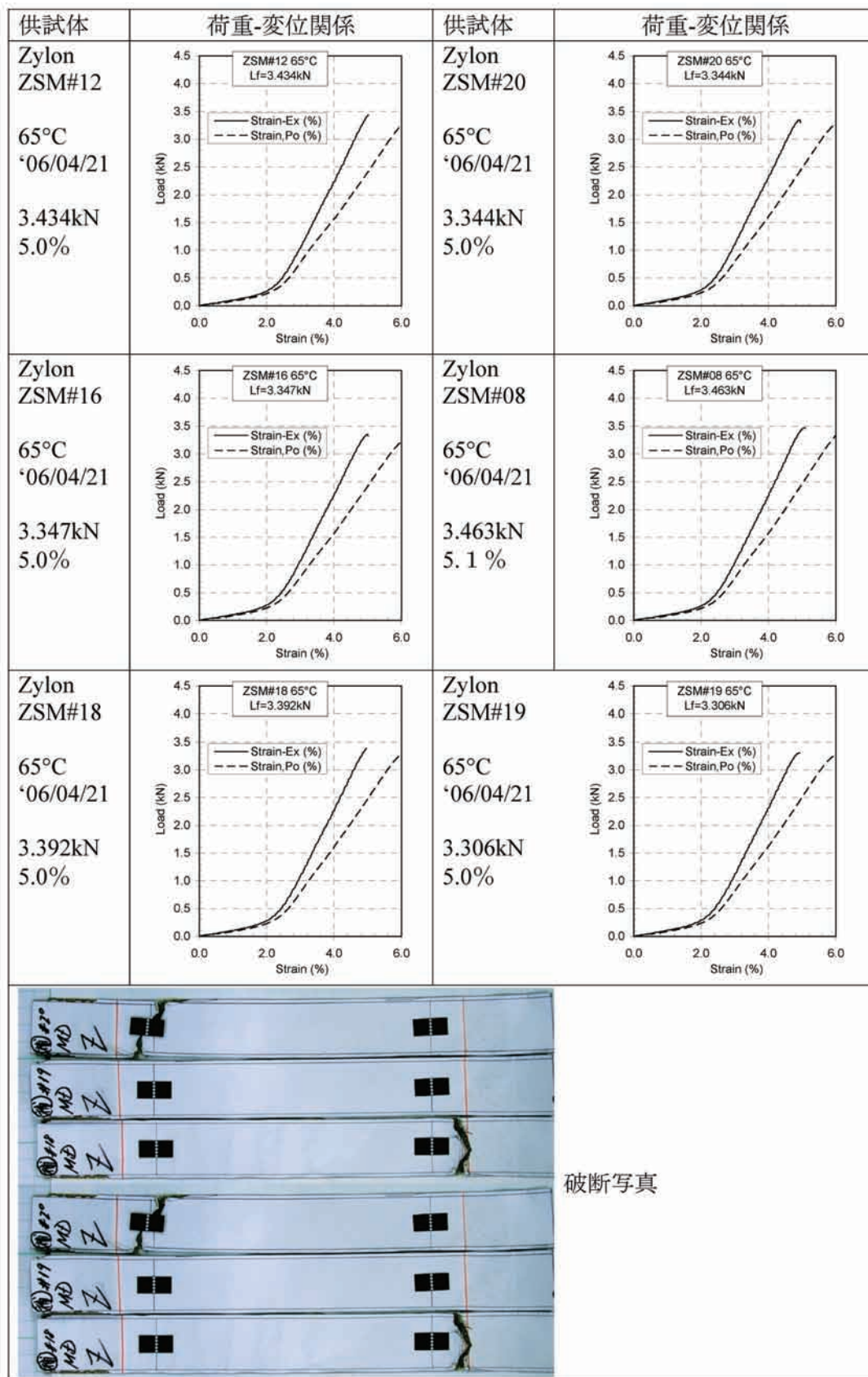
図A3.1-24 Vectran, 実機品, Joint, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/1/24試験



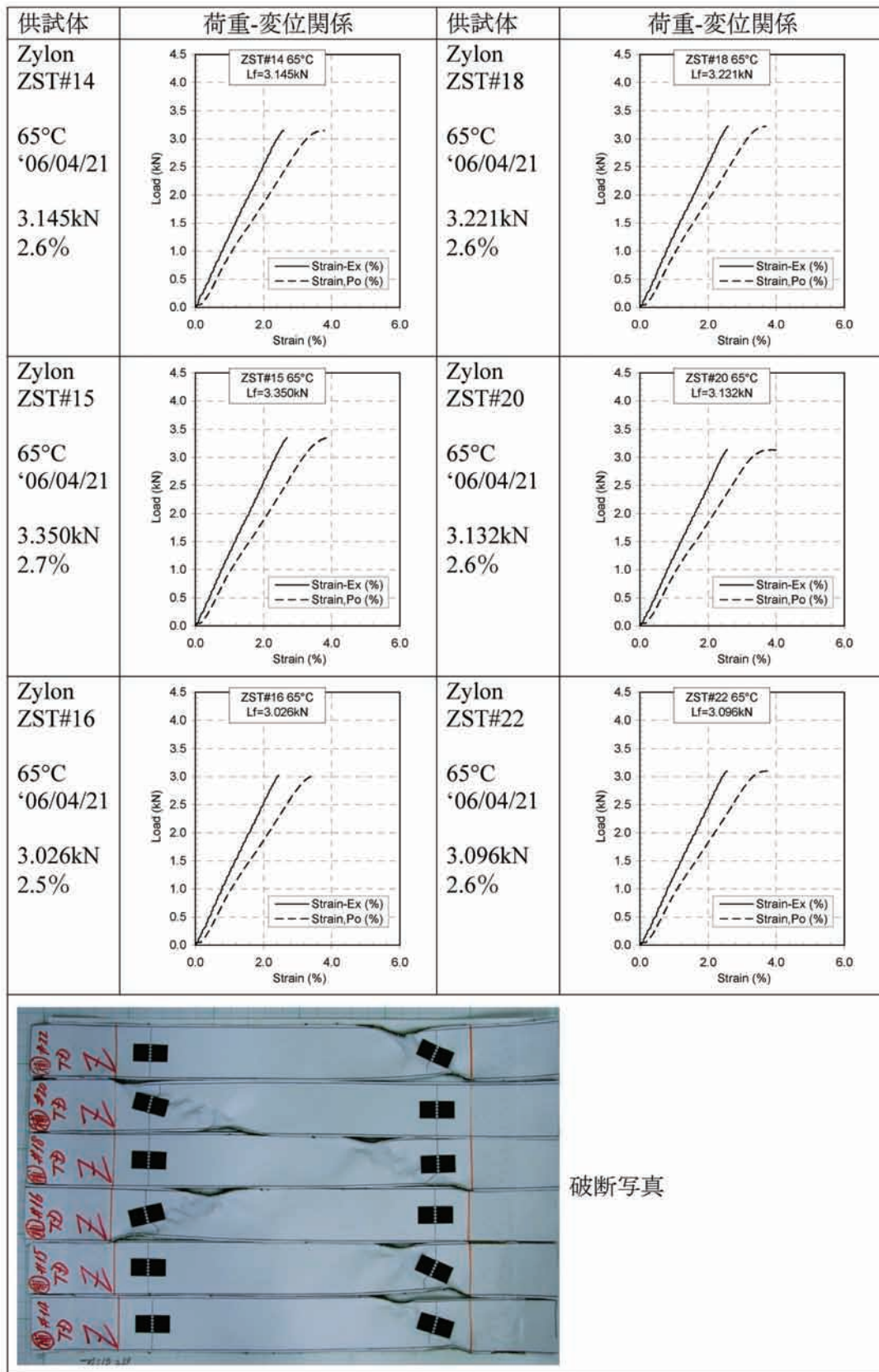
図A3.1-25 Zylon, 補用品, MD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2006/03/13試験



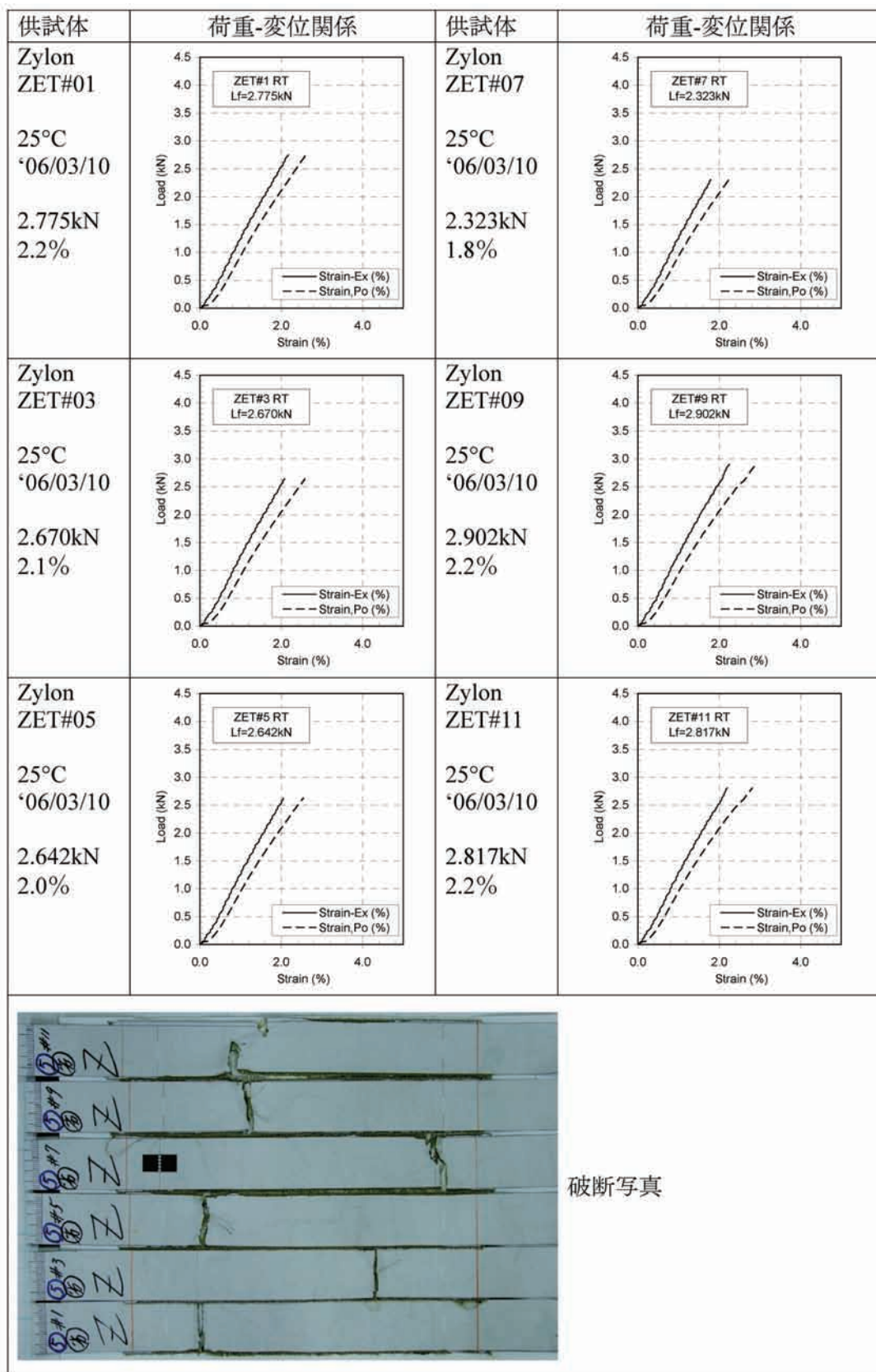
図A3.1-26 Zylon, 補用品, TD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2006/03/08試験



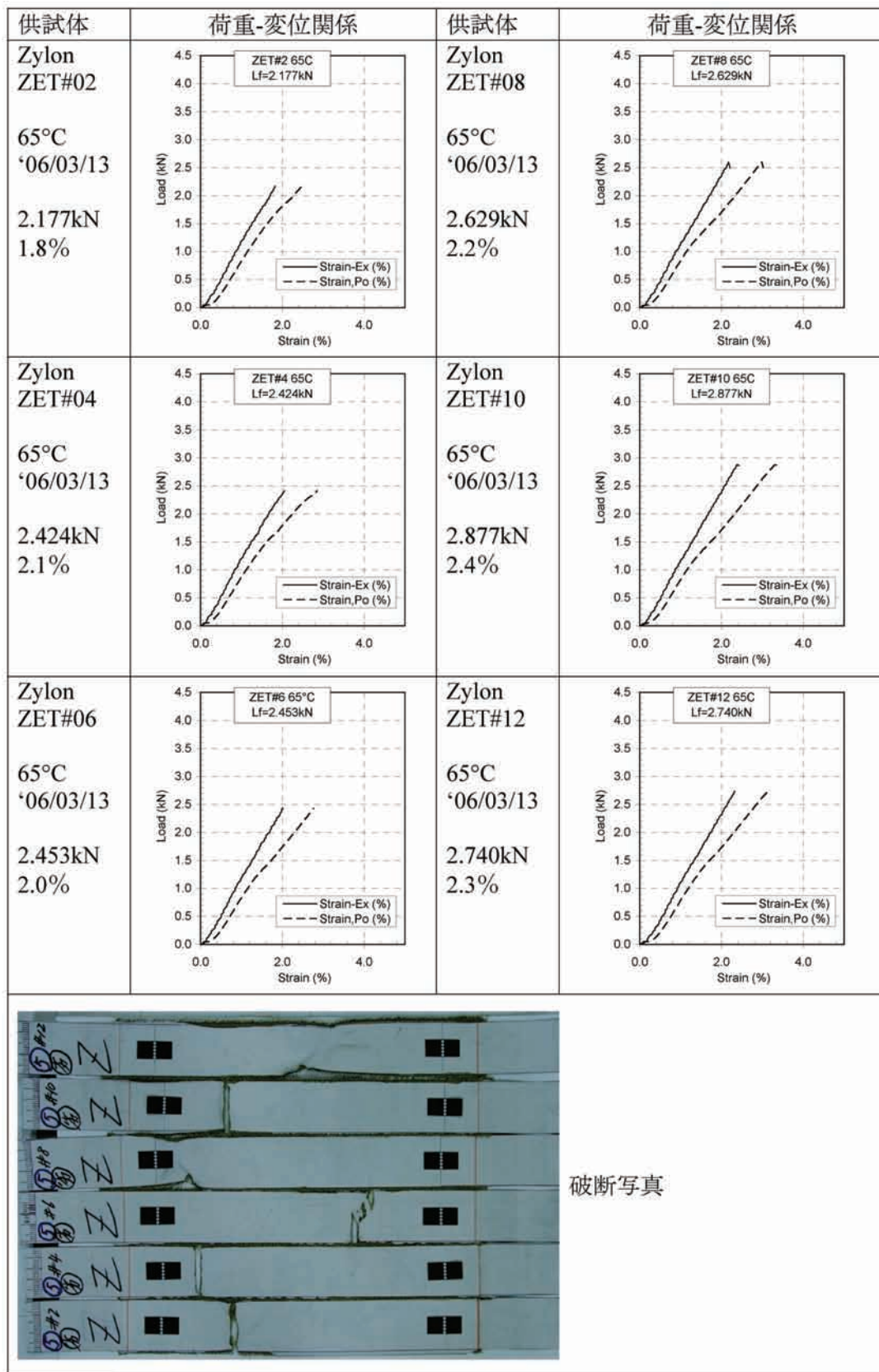
図A3.1-27 Zylon, 補用品, MD, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/4/21試験



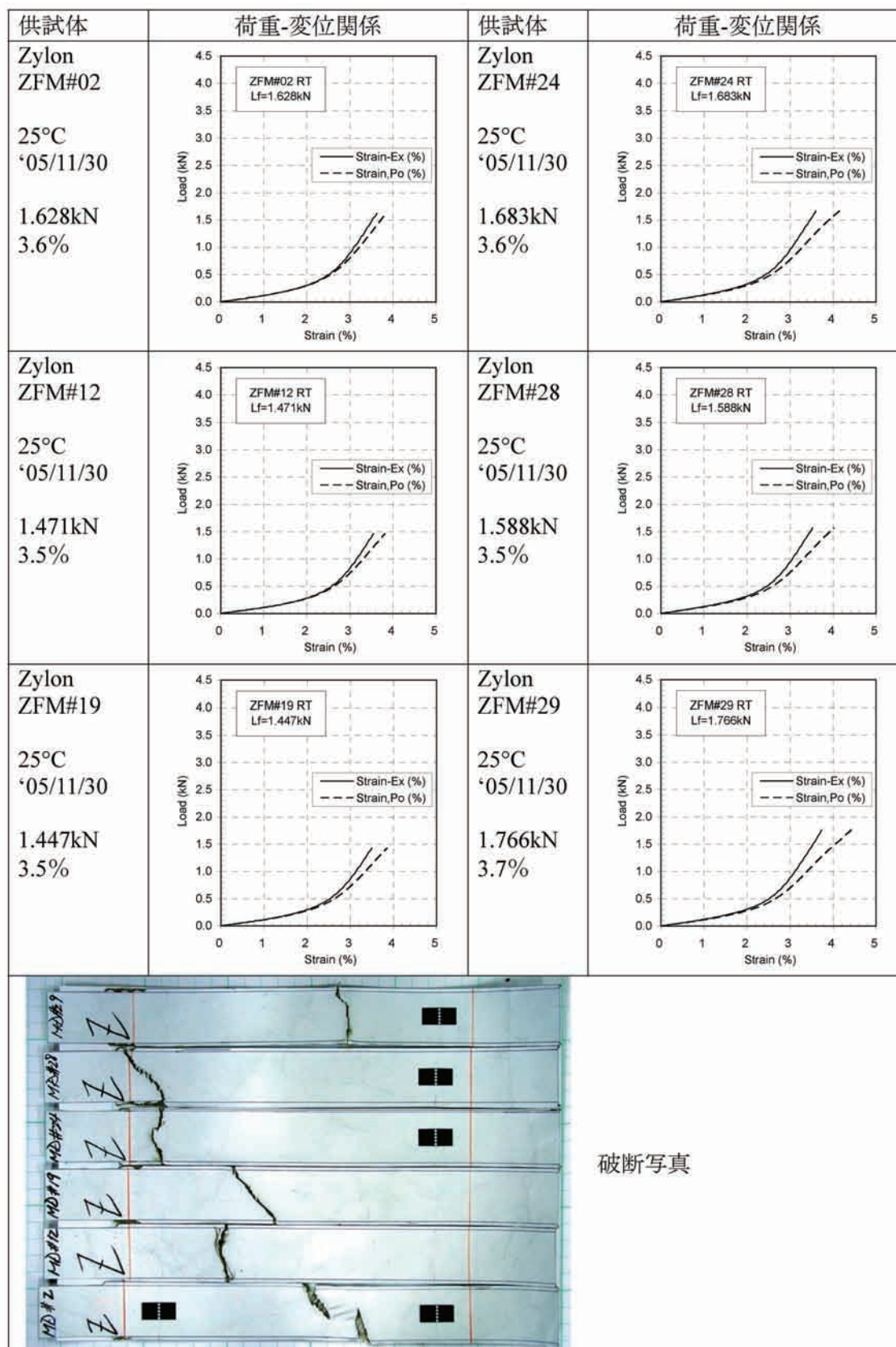
図A3.1-28 Zylon, 補用品, TD, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/4/21試験



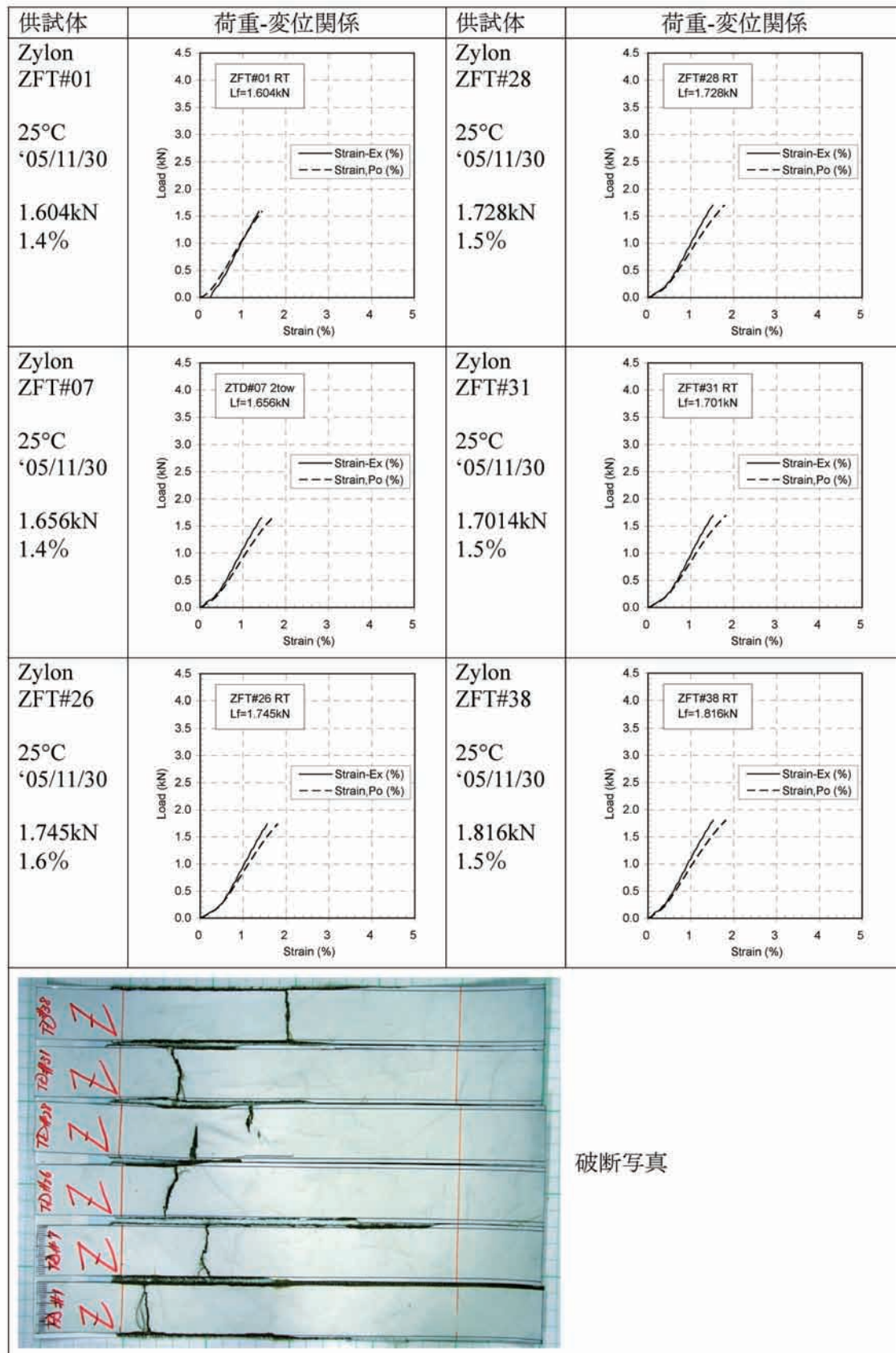
図A3.1-29 Zylon, 劣化モニタ用膜材, TD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2006/3/10試験



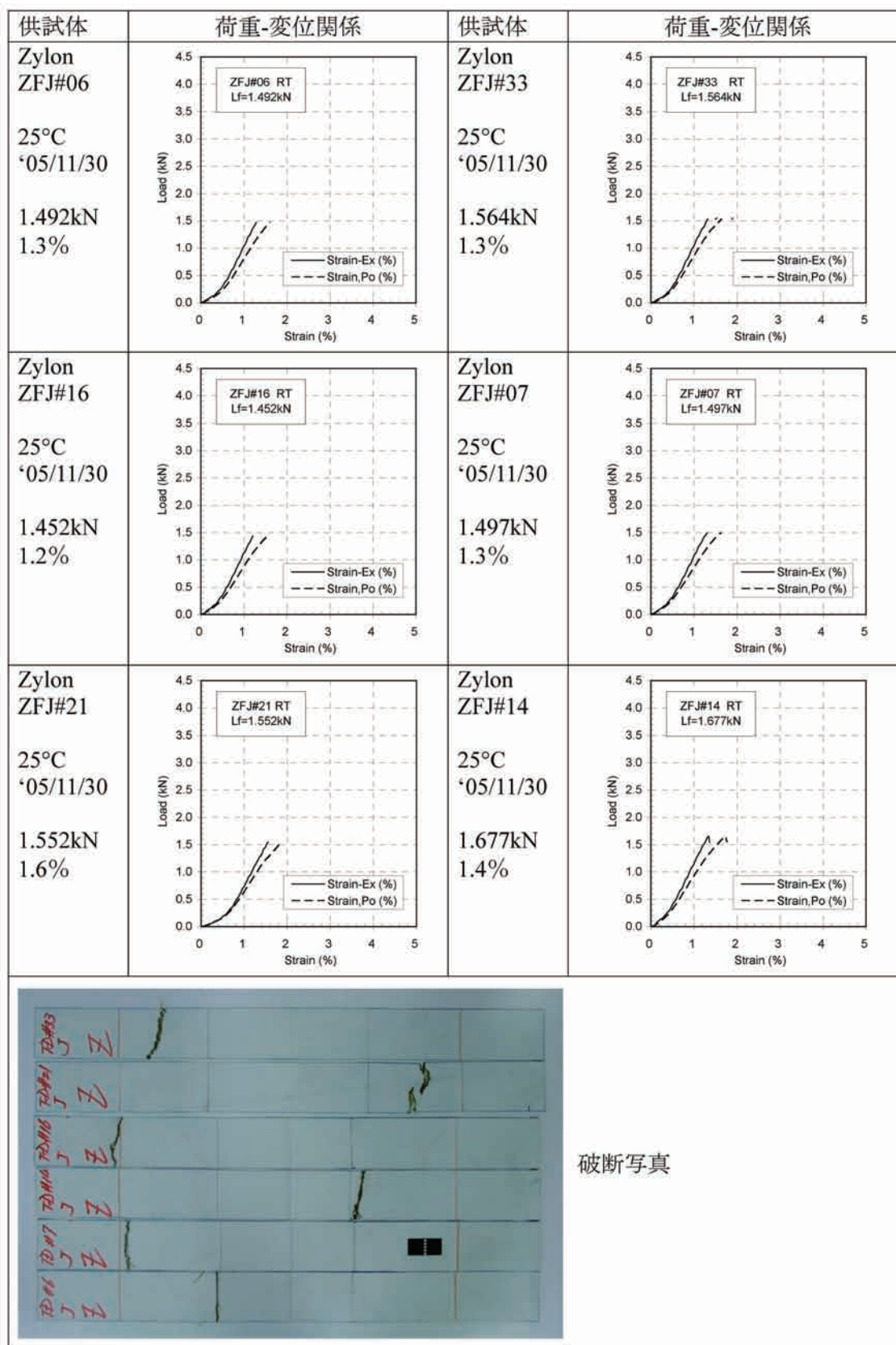
図A3.1-30 Zylon, 劣化モニタ用膜材, TD, 65°C, GL160mm, Grip間20mm, 2006/3/13試験



図A3.1-31 Zylon, 実機品, MD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2005/11/30試験



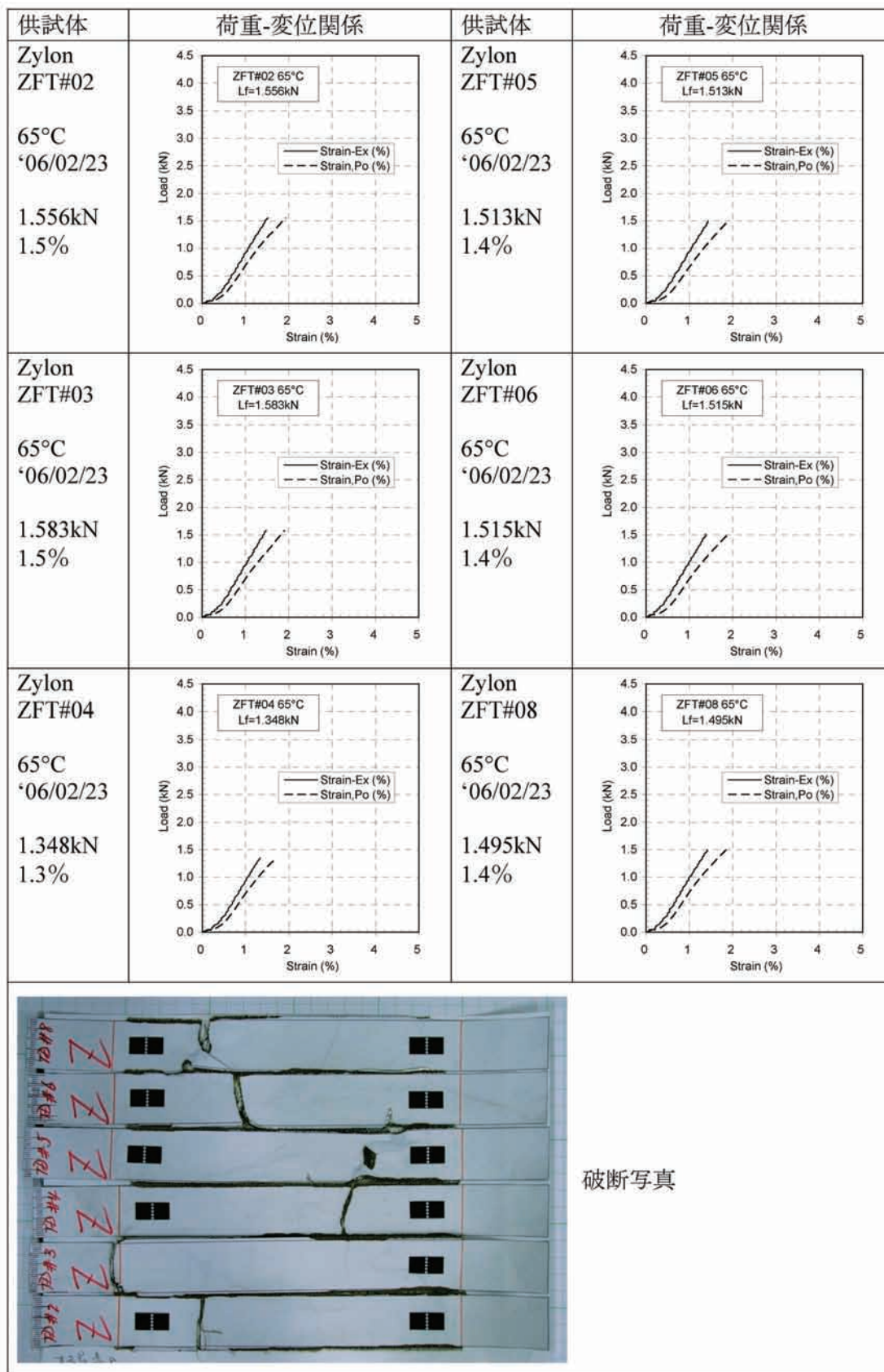
図A3.1-32 Zylon, 実機品, TD, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2005/11/30 試験



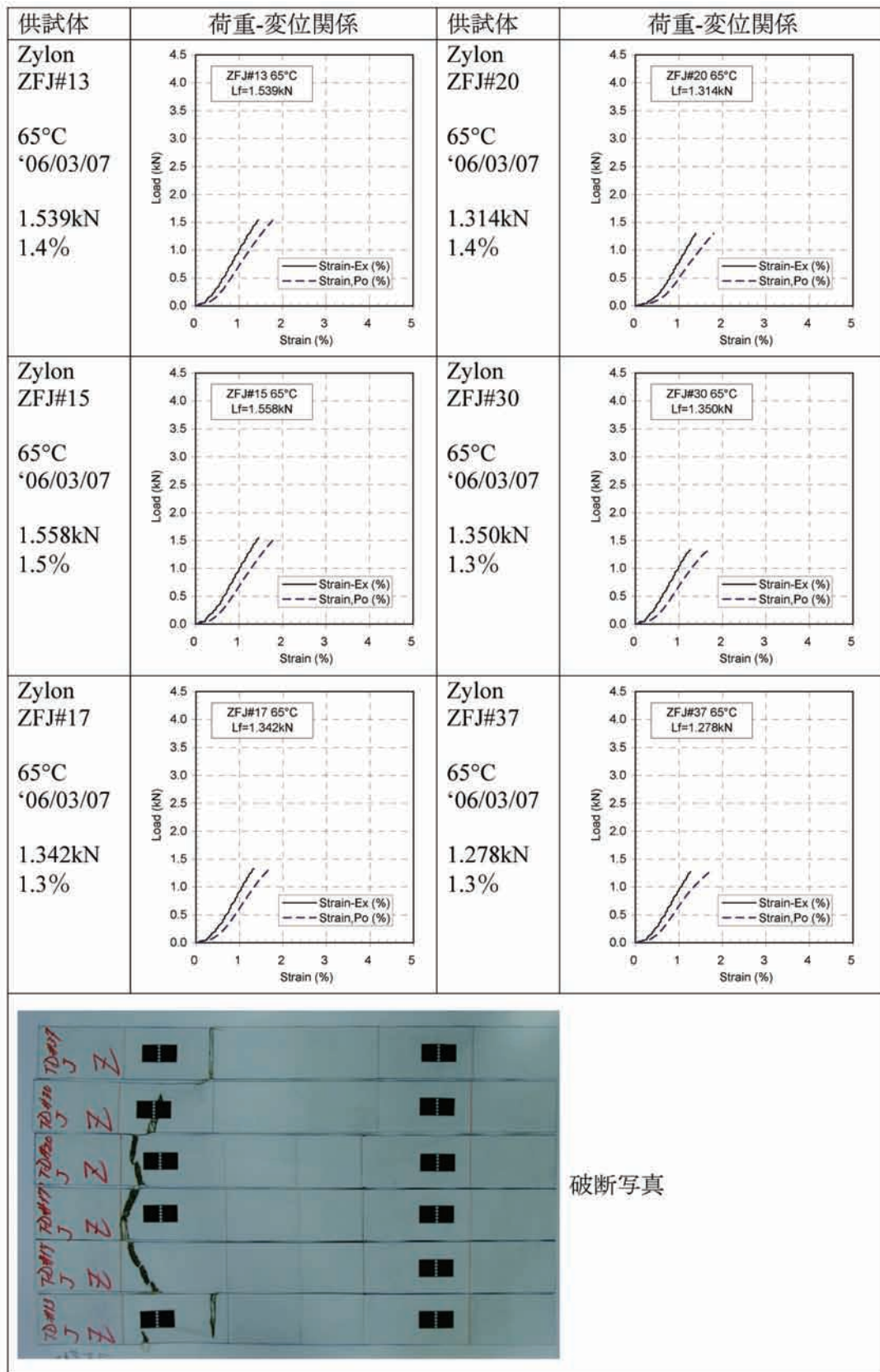
図A3.1-33 Zylon, 実機品, Joint, RT, GL160mm, Grip間200mm, 2005/11/30試験

供試体	荷重-変位関係	供試体	荷重-変位関係
Zylon ZFM#01 65°C *06/02/23 1.252kN 3.6%		Zylon ZFM#05 65°C *06/02/23 1.272kN 3.6%	
Zylon ZFM#03 65°C *06/02/23 1.341kN	記録ミス	Zylon ZFM#06 65°C *06/02/23 1.443kN 3.8%	
Zylon ZFM#04 65°C *06/02/23 1.532kN 3.6%		Zylon ZFM#07 65°C *06/02/23 1.421kN 3.6%	
<div style="display: flex; align-items: center;"> <div style="margin-left: 20px;"> 破断写真 </div> </div>			

図A3.1-34 Zylon, 実機品, MD, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/02/23試験



図A3.1-35 Zylon, 実機品, TD, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/02/23試験



図A3.1-36 Zylon, 実機品, Joint, 65°C, GL160mm, Grip間200mm, 2006/03/07 試験

A3.2 Creep 試験

A3.2.1 試験状況



図A3.2-1 65°C Creep試験 全景

試験条件

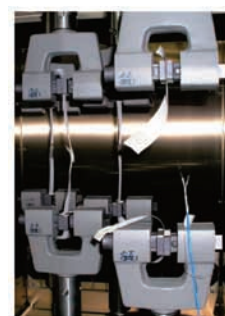
試験方法	デットウェイト負荷方式
試験機	JT トーシ製 3ton 環境槽付 4 連 Creep 試験機
時期	2005/12/28～2006/03/28
場所	宇宙航空研究開発機構 複合材技術開発センター
変位計測	LVDT(30mm) 計測装置 ; PCD-320A, NR-500
Grip	Instron Screw Action Grips 2710-003,



図A3.2-2 Vectran Creep



図A3.2-3 Zylon Creep



図A3.2-4 Laser

A3.2.2 試験結果の表および図

表 A3.2-1 Creep 試験結果

Material	Phase	SP#	Test#	Weight (kg)	Load (kN/3cm)	Load Ratio	Temp. (°C)	Start	End	Expose (hrs.)	Note
Vectran	Flight	V#X	1-2	4.0	0.39	0.23	65	2005/12/27 17:59	2005/12/27 18:49	0.8	Joint delamination
		V#7	2-2	4.2	0.41	0.24	65	2005/12/28 14:28	2005/12/29 12:17	21.8	Joint delamination
		V#4	2-3	4.2	0.41	0.24	65	2005/12/28 14:28	2006/01/09 03:28	277.0	Joint delamination
		V#6	2-4	4.2	0.41	0.24	65	2005/12/28 14:28	2006/01/01 05:17	86.7	Joint delamination
	Laser	VL#1	5-1	4.2	0.41	0.24	65	2006/03/22 15:45	2006/03/28 12:23	140.6	Joint delamination
		VL#2	5-2	4.2	0.41	0.24	65	2006/03/22 15:45	2006/03/23 06:15	14.5	Joint delamination
Zylon	Flight	Z#3	2-1	4.2	0.41	0.20	65	2005/12/28 14:28	2006/01/23 05:39	615.2	No failure
		Z#4	3-2	4.2	0.41	0.20	65	2006/01/10 17:39	2006/01/23 05:39	300.0	No failure
		Z#5	3-3	4.2	0.41	0.20	65	2006/01/10 17:39	2006/01/23 05:39	300.0	No failure
		Z#8	3-4	4.2	0.41	0.20	65	2006/01/10 17:39	2006/01/23 05:39	300.0	No failure
		Z#9	4-1	4.2	0.41	0.20	65	2006/02/03 15:57	2006/03/18 15:00	1000.0	No failure
		Z#10	4-2	4.2	0.41	0.20	65	2006/02/03 15:57	2006/03/18 15:00	1000.0	No failure
		Z#11	4-3	4.2	0.41	0.20	65	2006/02/03 15:57	2006/03/18 15:00	1000.0	No failure
		Z#12	4-4	4.2	0.41	0.20	65	2006/02/03 15:57	2006/03/18 15:00	1000.0	No failure
	Laser	ZL#1	5-3	4.2	0.41	0.20	65	2006/03/22 15:45	2006/03/22 18:28	2.7	Joint delamination
		ZL#2	5-4	4.2	0.41	0.20	65	2006/03/22 15:45	2006/03/22 14:28	0.0	Joint delamination

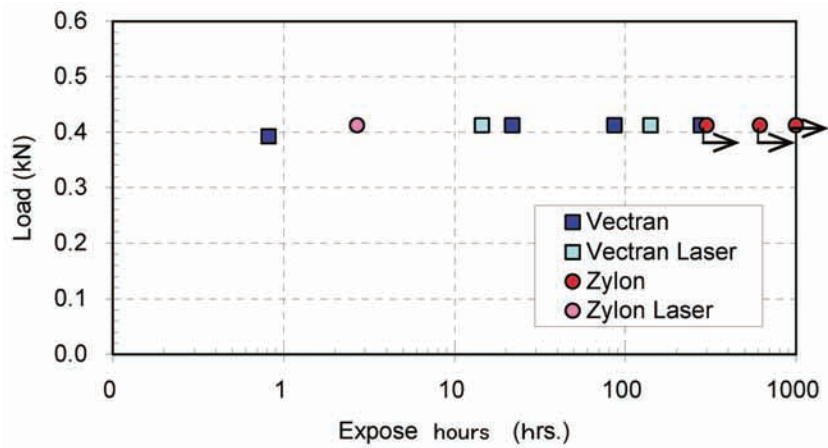


図 A3.2-5 Creep 試験の結果

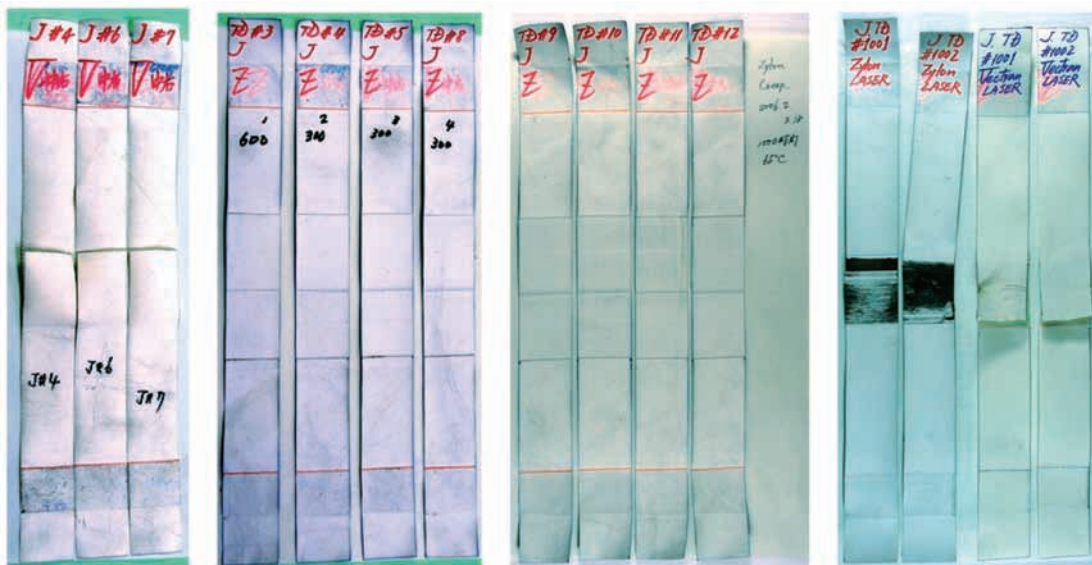
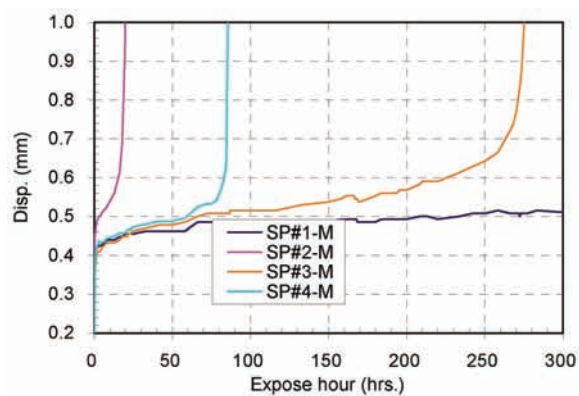
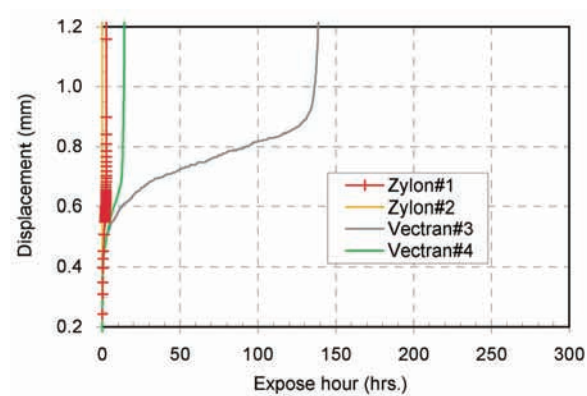


図 A3.2-6 Creep 試験後の写真

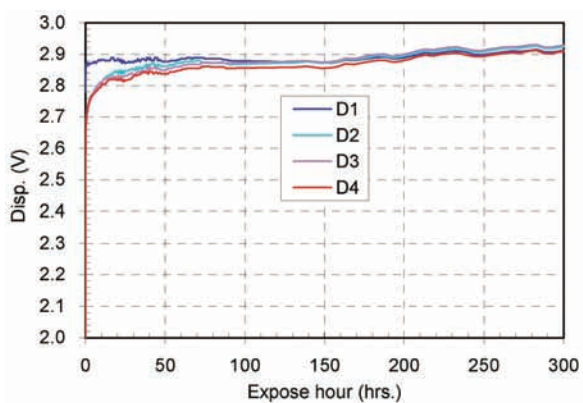
A3.2.3 それぞれの変位－時間関係の例



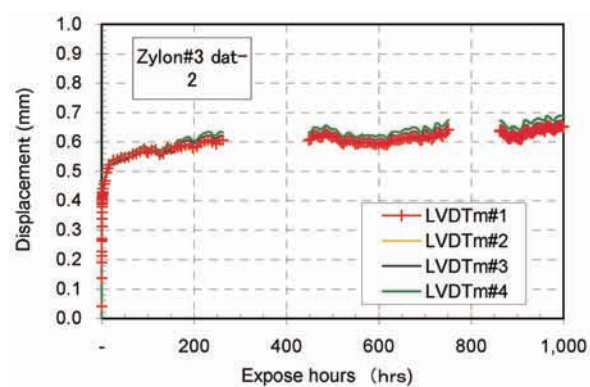
図A3.2-7 Vectran Joint



図A3.2-9 Laser AD. Joint



図A3.2-8 Zylon Joint



図A3.2-10 Zylon Joint #3

A3.3 引裂試験

A3.3.1 試験状況



図A3.3-1 室温 引裂き試験 全景



図A3.3-2 試験開始,
(簡易金具取付け状態)



図A3.3-3 破断例



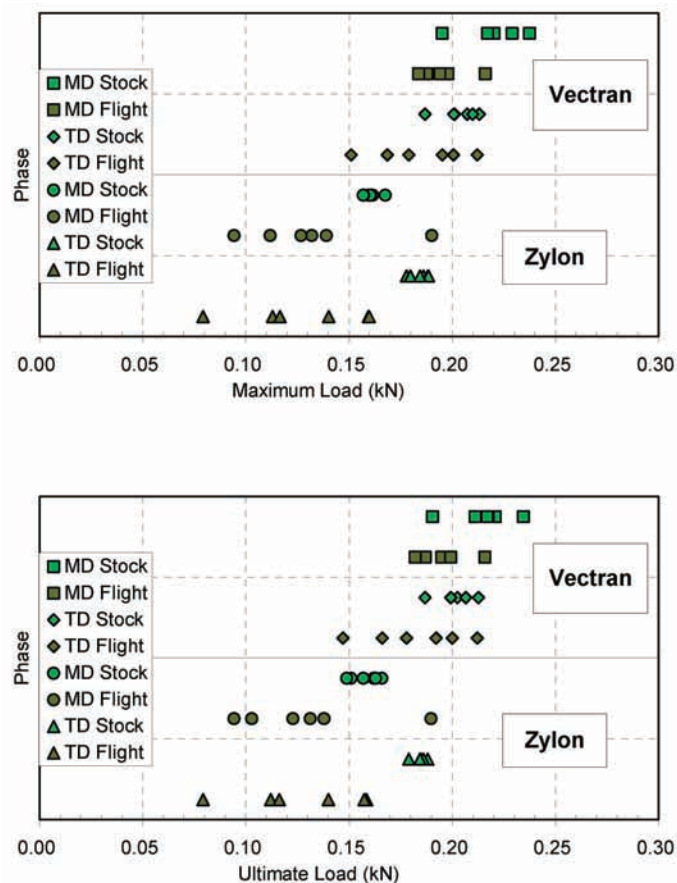
図A3.3-4 つかみ具写真

試験条件	
試験方法	JIS L 1096-1990 一般織物試験法 引張強さ試験法準拠、 供試体寸法 30×300mm、Grip 間 200mm
時 期	2005 年 8 月から 2006 年 3 月
場 所	宇宙航空研究開発機構、複合材技術開発センター
試験機	デジタル油圧サーボ材料試験機 (Instron 8801 5kN load Cell 使用) 変位および歪計測 65℃試験は試験機付属の環境槽を使用
引張試験速度	200mm/min、
変位計測	島津ビデオ式非接触変位計 (DVE-201)、評点間 200mm PCD-320A、VTR 撮影
グリップ	Instron Screw Action Grips 2710-003, Face ; High Friction Compound 2701-46, 50mm x 25mm

A3.3.2 試験結果の表および図

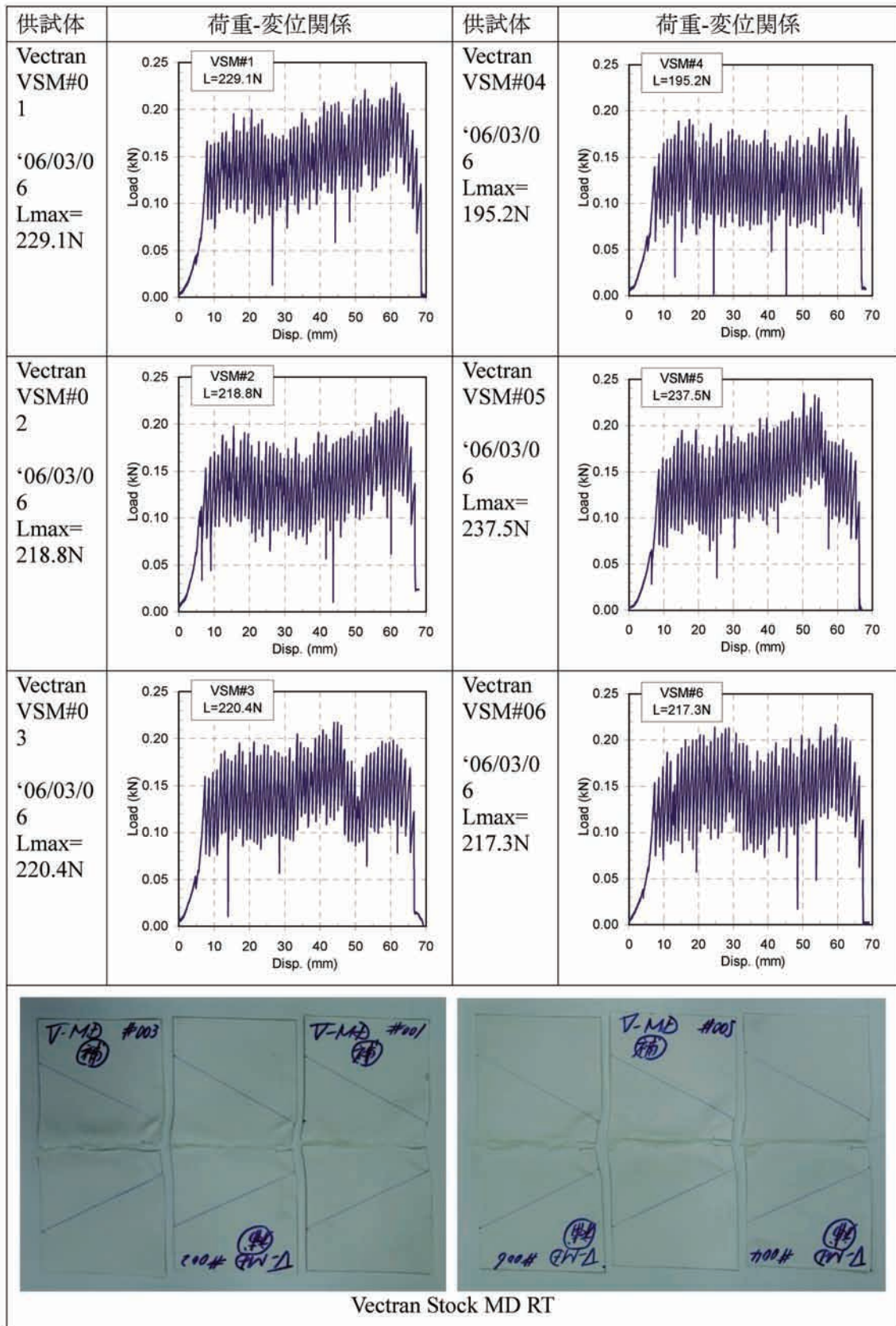
表A3.3-1 トラペジイド引裂強さ試験結果

Phase	Vectran Stock (RT)	Ultimate (kN)	Vectran Flight (RT)	Ultimate (kN)	Zylon Stock (RT)	Ultimate (kN)	Zylon Flight (RT)	Ultimate (kN)
MD	0.2291	0.221	0.1878	0.187	0.1595	0.151	0.1902	0.190
	0.2188	0.211	0.1838	0.182	0.1676	0.166	0.0943	0.094
	0.2204	0.218	0.1981	0.195	0.1615	0.162	0.1321	0.131
	0.1952	0.191	0.2161	0.216	0.1603	0.163	0.1390	0.138
	0.2375	0.235	0.1941	0.199	0.1571	0.149	0.1268	0.123
	0.2173	0.217			0.1570	0.157	0.1118	0.103
average	0.2197	0.2153	0.1960	0.1959	0.1605	0.1580	0.1324	0.1299
std	0.014	0.014	0.013	0.013	0.004	0.007	0.033	0.034
CV(%)	6.48	6.70	6.39	6.67	2.43	4.35	24.58	26.00
TD	0.2131	0.213	0.2121	0.212	0.1861	0.185	0.0793	0.079
	0.1868	0.187	0.1685	0.166	0.1882	0.188	0.1129	0.112
	0.2074	0.203	0.2006	0.200	0.1779	0.179	0.1594	0.159
	0.2099	0.207	0.1952	0.192	0.1885	0.186	0.1165	0.116
	0.2011	0.199	0.1790	0.178	0.1798	---	0.1402	0.140
	0.2009	0.199	0.1510	0.147	0.1844	0.184	0.1598	0.157
average	0.2032	0.2012	0.1844	0.1826	0.1842	0.1845	0.1280	0.1272
std	0.009	0.009	0.023	0.024	0.004	0.003	0.031	0.031
CV(%)	4.61	4.33	12.23	13.01	2.39	1.85	24.40	24.14

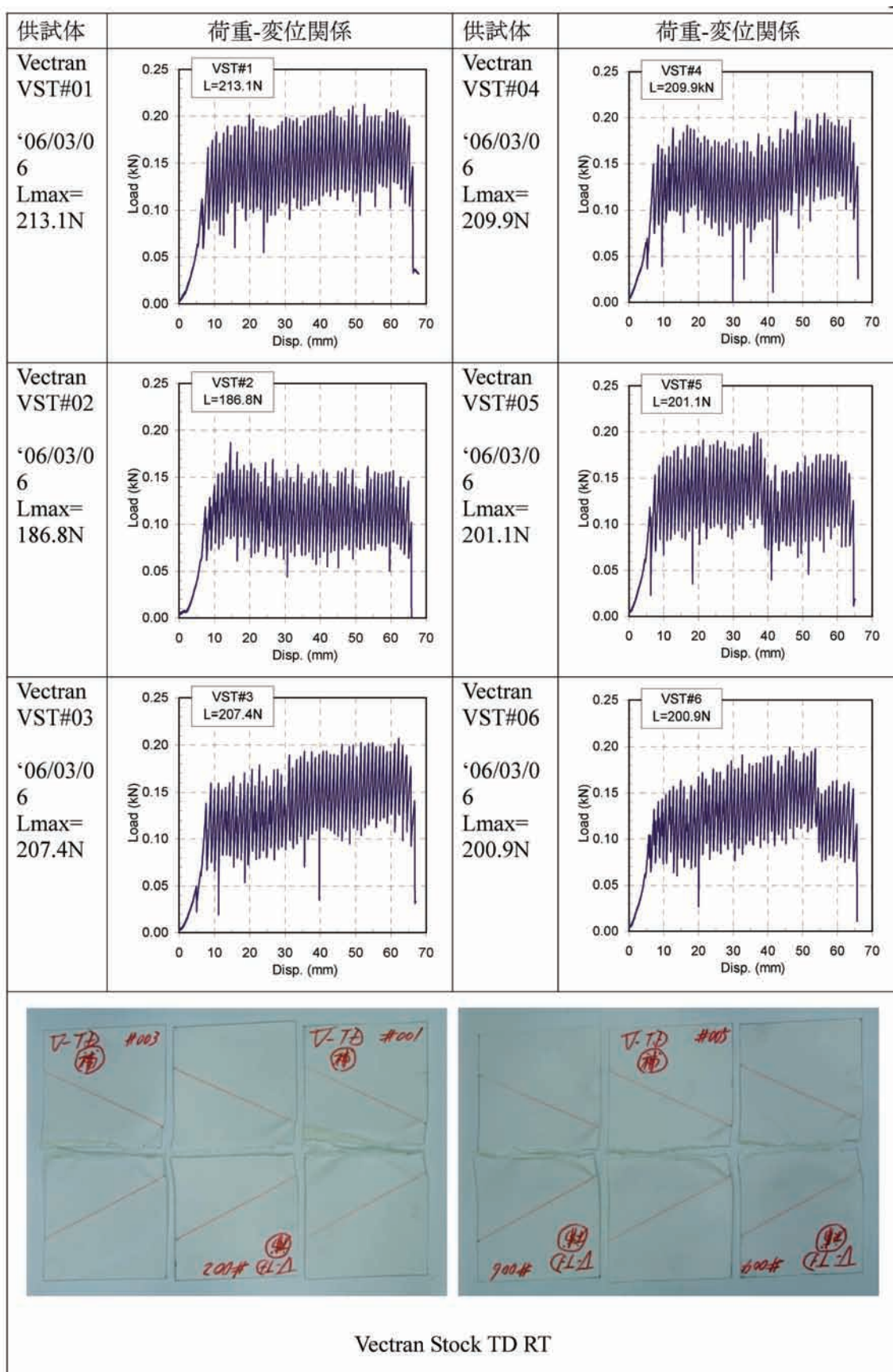


図A3.3-5 Vectran/Zylon試験結果

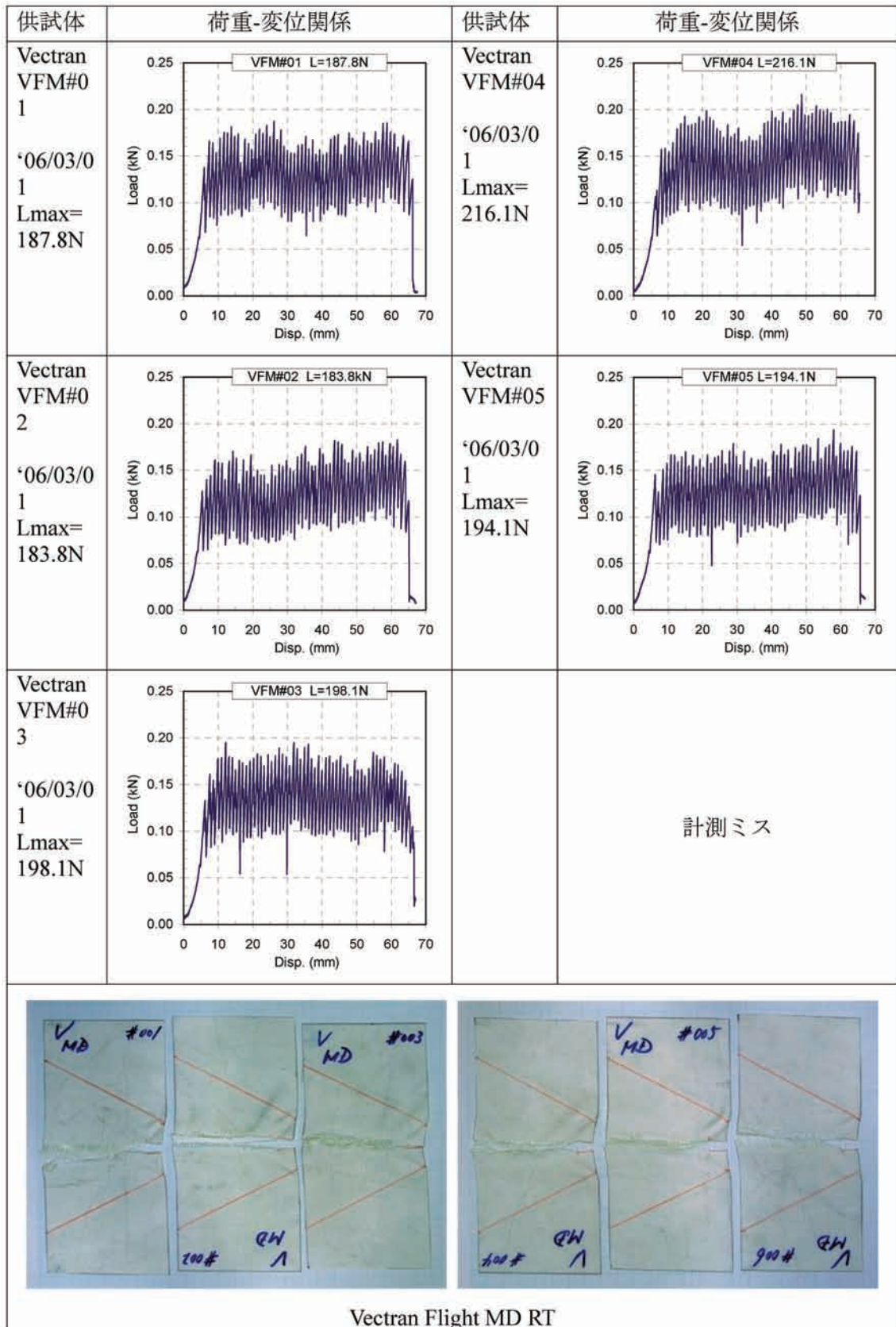
A3.3.3 それぞれの荷重－変位関係と破断写真



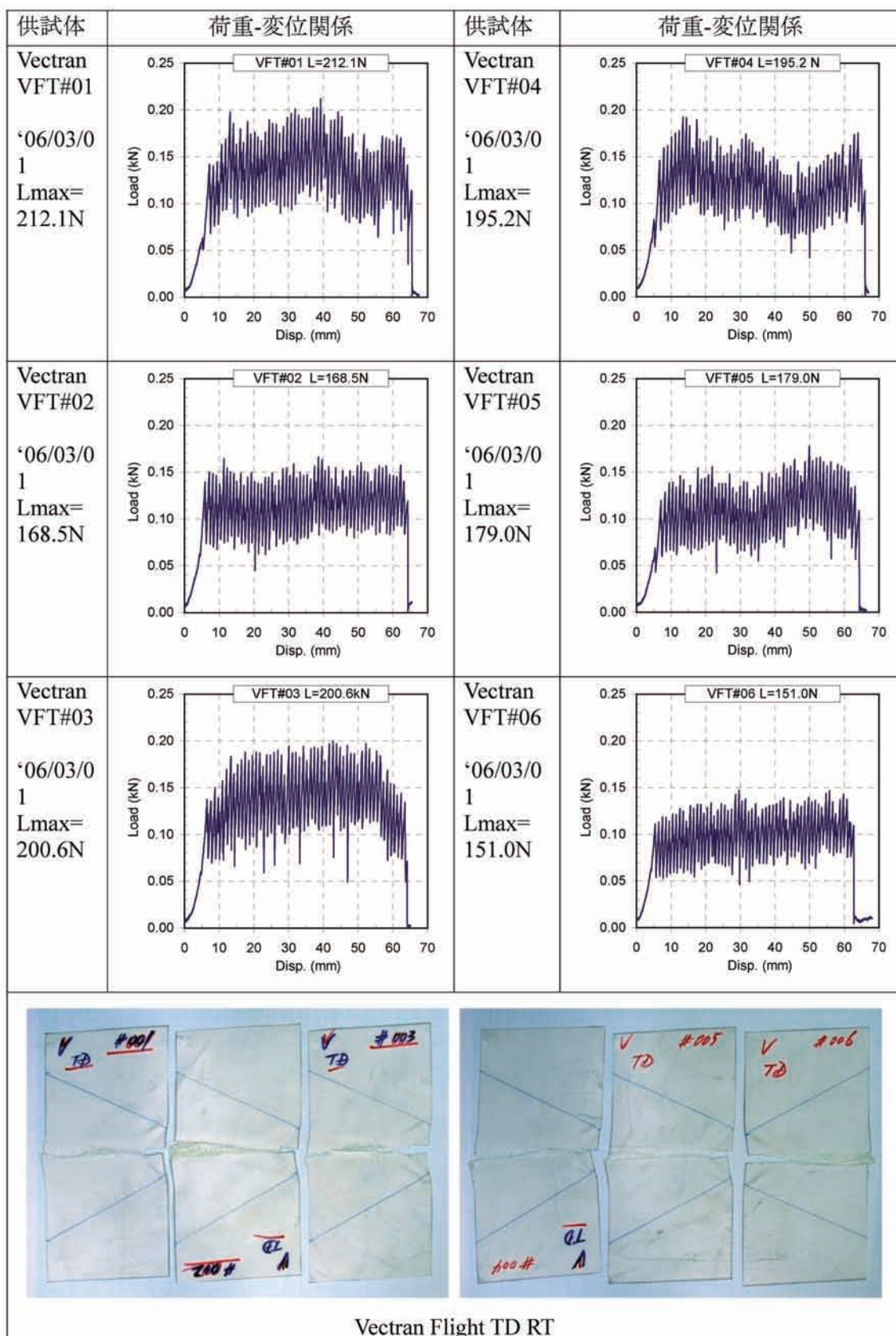
図A3.3-6 Vectran, 補用品, MD, 室温,



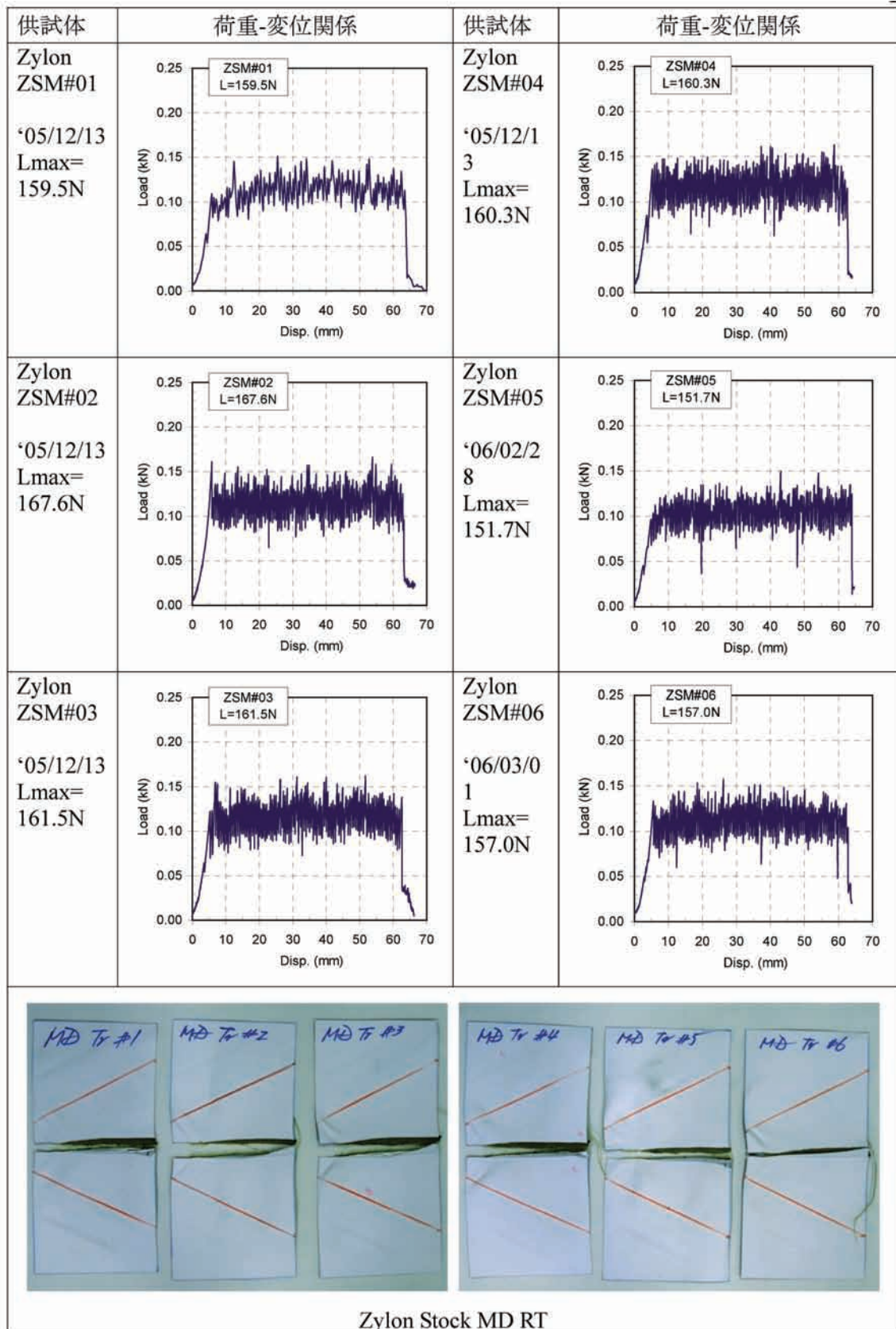
図A3.3-7 Vectran, 補用品, TD, 室温,



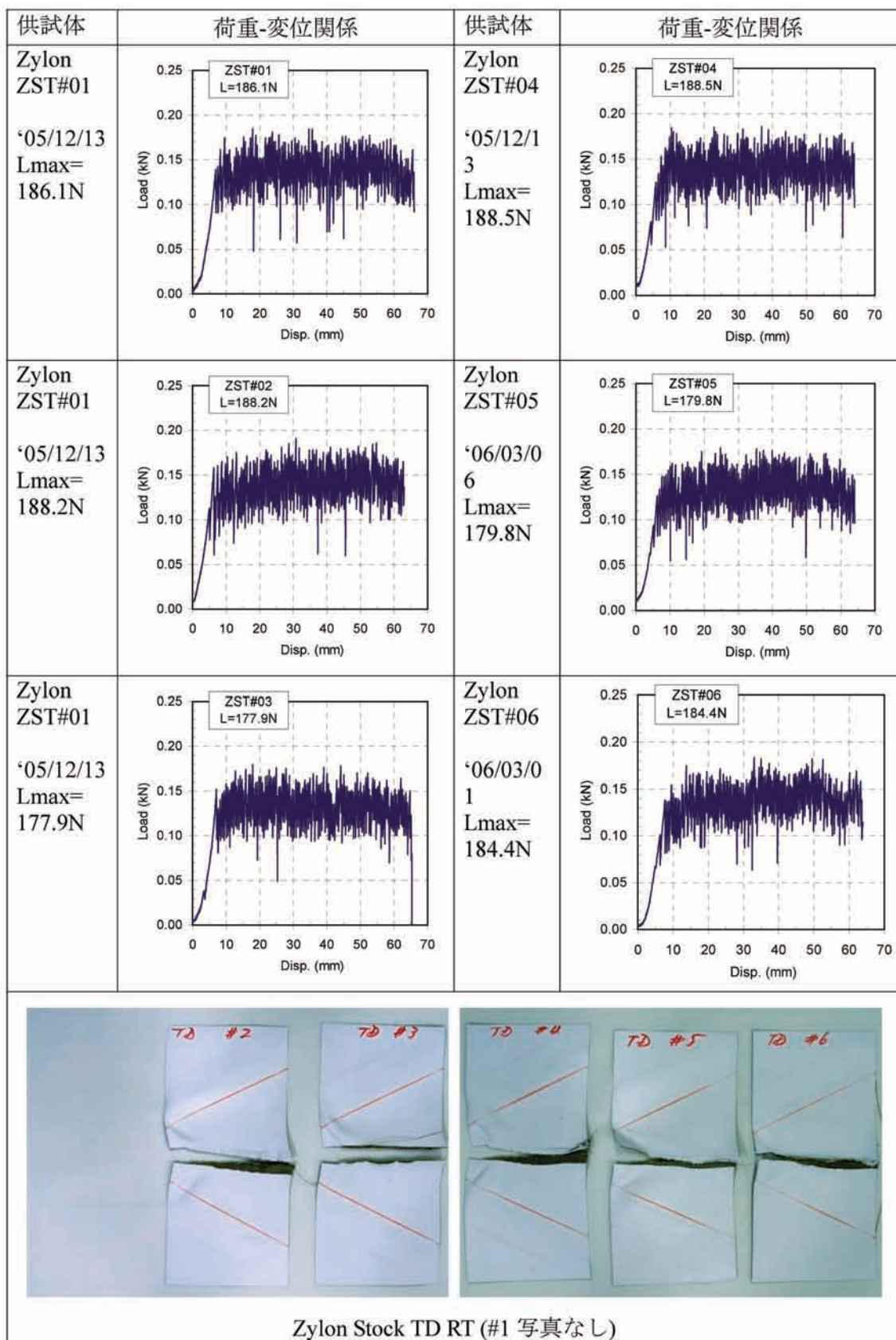
図A3.3-8 Vectran, 実機品, MD, 室温,



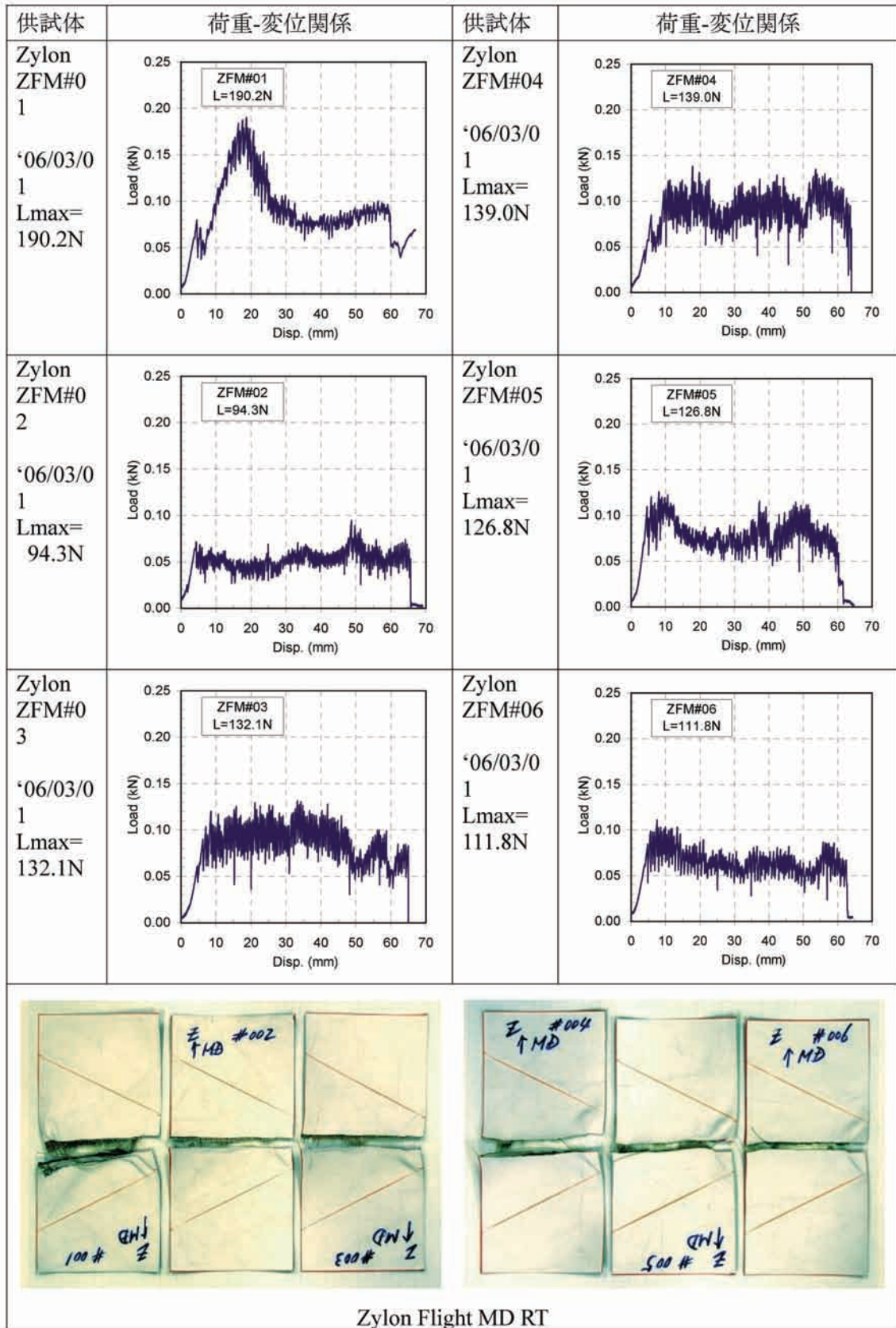
図A3.3-9 Vectran, 実機品, TD, 室温,



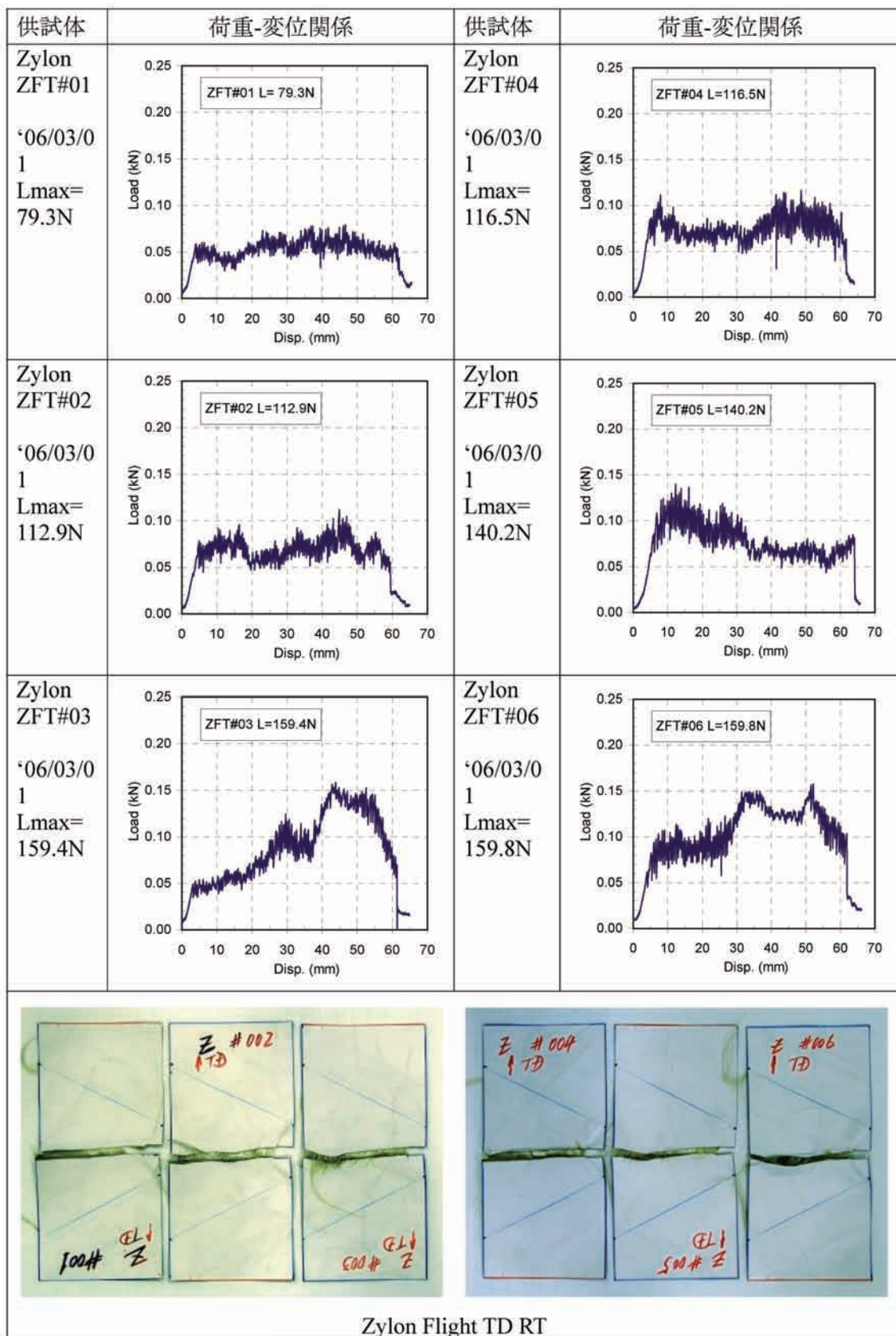
図A3.3-10 Zylon, 補用品, MD, 室温,



図A3.3-11 Zylon, 補用品, TD, 室温,



図A3.3-12 Zylon, 実機品, MD, 室温



図A3.3-13 Zylon, 実機品, TD, 室温

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-030

発行 平成19年3月31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

©2007 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・電子媒体等に加工作することを禁じます。

