

# 損傷許容性に優れた 2000 系合金の実用化研究

## Damage Tolerant Advanced 2000 Series Aluminum Alloy for Aircraft Application

名古屋航空宇宙システム製作所 木村隆嗣\*<sup>1</sup> 高橋孝幸\*<sup>1</sup>  
大西哲也\*<sup>2</sup>  
株式会社神戸製鋼所 江藤武比古\*<sup>3</sup> 中井学\*<sup>4</sup>

Crown Panel などの航空機胴体外板部は、客室与圧や機体の曲げモーメントによる繰返し引張荷重が掛かるため疲労評価部位となっており、2024 を始めとする 2000 系アルミ合金が使用されている。近年、神戸製鋼所において、2024 の損傷許容性を更に高めた 2X24 合金が開発された。本研究では、き裂進展シミュレーション、安全余裕評価を行うことにより、新合金 2X24 を長距離ビジネス機 Global Express の中胴 Crown Panel に適用した場合の軽量化メリットを総合的に把握し、解析の結果、最大 21 % の薄肉化が可能であり、現 54 kg のスキンに対して、8.1~11.4 kg (15~21 %) の重量が軽減できることが分かった。また、座屈、破壊に対する安全余裕の解析の結果、静強度的なマージンは十分に残されていることを確認した。

Since 2000 series aluminum alloys demonstrate superior damage tolerance properties, they have been applied to fuselage skins and the lower wing skins of many aircraft. Recently, Kobe Steel Ltd. developed a new 2X24 alloy which has advantages over 2024 in its fracture toughness and fatigue crack growth rate. In this study, crack growth simulation and estimate of the margin of safety on the application of the new 2X24 alloy for the center fuselage crown panel of GLOBAL EXPRESS are performed. From the results of the crack growth simulation, it is estimated that a 21% thickness reduction and a maximum of 11.4 kg and a practical 8.1 kg structural weight saving of the crown panel could be attained. It was also found from static stress calculations, that initial buckling and skin failure does not occur in the reduced thickness crown panel.

### 1. ま え が き

航空機、特に民間旅客機の主要構造材のうち、胴体外板、翼下面等には、損傷許容性（破壊靱性、疲労き裂伝ば特性等）に優れた 2000 系アルミニウム合金が使用されており、1930 年代に開発された 2024 がその代表合金といえる。

近年、航空機の設計において損傷許容設計技術（Damage Tolerance Design: DTD）を適用することが法規（regulation）で定められ、材料に対する損傷許容特性要求が高まり、1970 年代後半以降は、Boeing 757/767 を始めとして、大型旅客機の主翼下面に、2024 を改良した 2224 押出し型材、2324 厚板材が適用された。1990 年代には、Boeing 777 及び Canadair Global Express (GX) の胴体外板に、2524 薄板材が使用され、当社ワークパッケージ部位にもこの損傷許容性に優れた 2524 が用いられている。

一方、(株)神戸製鋼所では、最近、独自のアルミニウム合金組織制御技術により、2524 相当の損傷許容性に優れた 2000 系アルミニウム合金（仮称 2X24 合金）を開発した。

この度、当社と(株)神戸製鋼所では、平成 9、10 年度の(社)日本航空宇宙工業会委託研究として本合金の実用化研究を実施し、実用化のめどを得た。

本報では、当社が担当した 2X24 合金の機体適用検討結果を主体に報告する。

### 2. 現在の航空機の構造設計思想

現在の航空機の設計に際しては主に静強度、衝撃強度、疲労強度が検討項目となる。疲労強度は当初、航空機設計の検討項目にはなかったが、Comet（イギリス）の空中分解事故やアメリカ空軍 F-111 の墜落事故などを契機としてクローズアップされるようになってきた。

疲労強度を考慮した設計は、破壊力学の発展とともに Safe life から Fail safe へと変わり、現在では損傷許容設計が行われている。損傷許容設計とは、航空機には製造段階で既に検知不能な初期き裂が存在することを仮定し、このき裂が運用期間中に成長しても、部分的なものにとどまり、き裂が危険な大きさに達する前に定期的な検査により検出し、補修、交換を行うというものである。

GX でも、この損傷許容設計法が全面的に採用されている。

### 3. 2X24 合金について

2X24（仮称）は、(株)神戸製鋼所の開発した新合金<sup>(1)(2)</sup>である。2000 系アルミニウム合金においては、金属組織のうち晶出物と分散粒子が破壊靱性及び疲労き裂伝ば特性に影響を及ぼすことが知られているが、2X24 合金では、これらの組織を独立にコントロールすることにより損傷許容特性（破壊靱性、疲労き裂伝ば速度）を改善している。図 1 に 2X24 及び 2024 合金の組織を観察した結果を示す。

2X24 合金では、2024 に比べ、晶出物間隔が拡大し、分散粒子サイズも増大していることが分かる。このような組織のコントロールにより、破壊靱性と疲労き裂伝ば特性が改善されていると考えられる。

表 1 に 2X24 の機械的性質及び疲労き裂伝ば特性を示す<sup>(3)(4)</sup>。

参考に、2024 の物性値も併記した。

2X24 では、損傷許容特性が改善されている一方で、耐力、引張強度、伸びといった静強度は 2024 と同等を保っている。

以上のように 2X24 は、現用 2024 と比較して、破壊靱性値の 20 % 向上、疲労き裂伝ば速度の 1/2 低速化を実現しており、ALCOA 2524 合金と同等の性能を有している。したがって、2X24 合金の適用により、現用 2024 での設計強度を変更せずに損傷許容性のみを

\*1 研究部材料研究課

\*3 技術部基礎研究室主任研究員 工博

\*2 航空機技術部民間機設計課主務

\*4 技術部基礎研究室

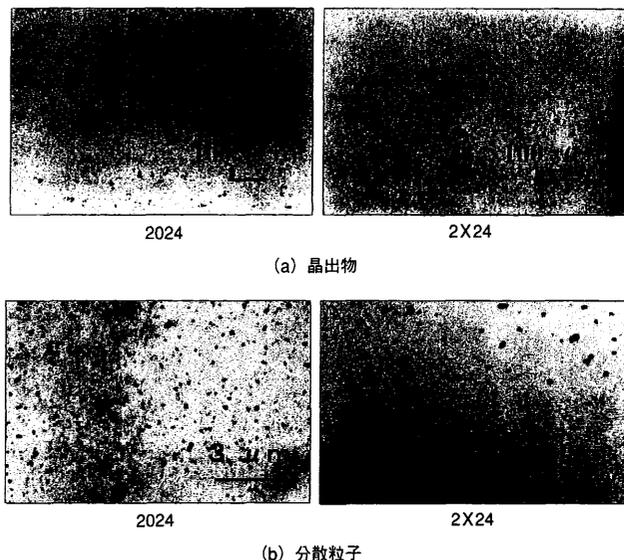
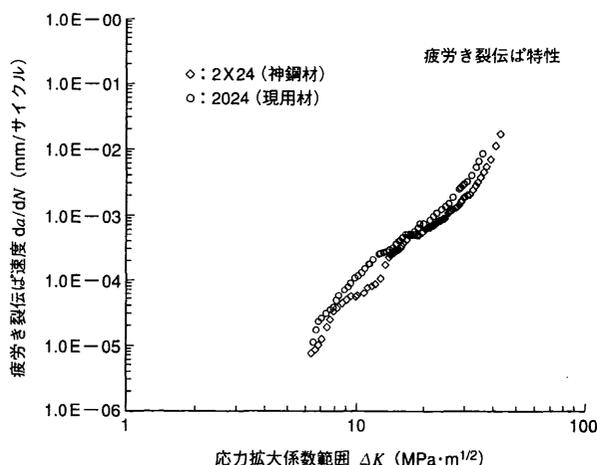


図1 2024及び2X24の組織 2024, 2X24の晶出物と分散粒子を示す。(当社名古屋研究所にて撮影)  
Comparison of morphology of constituent and dispersoid in 2024 and 2X24

表1 2X24の機械的性質及び疲労き裂伝ば特性  
Mechanical properties and fatigue crack growth rates of 2X24

	試験方向	2X24	2024
		(神鋼)	(現用材)
引張強度 (MPa)	L-T	434	462
	L	455	469
降伏強度 (MPa)	L-T	310	317
	L	338	352
伸び (%)	L-T	26	20
破壊靱性 (MPa・m <sup>1/2</sup> )	T-L	193	155

注) L : 圧延方向  
L-T : 圧延に垂直な方向  
T-L : 圧延に垂直な方向に荷重を掛け、き裂を圧延方向に進展させる



向上させた設計が可能になり、機体の軽量化、高性能化を達成できると考えられる。

#### 4. 軽量化試算

き裂進展シミュレーションにより板厚の薄肉化量を見積ると同時に静強度上の安全余裕を評価し、実際の設計に即した軽量化メリットを明らかにする。

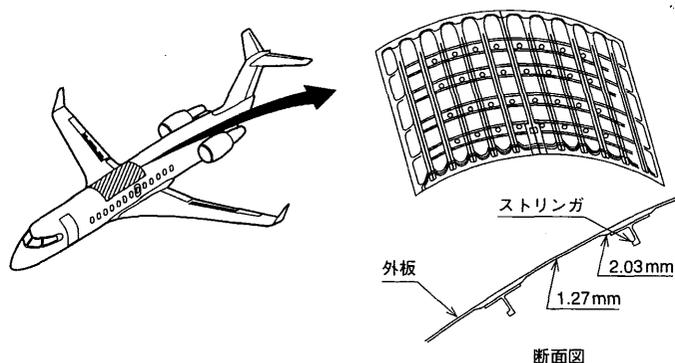


図2 GLOBAL EXPRESSのCrown Panel GXのCrown Panelの位置と構造を示す。  
Schematic view of Crown Panel

表2 シミュレーションに用いた材料データ  
Material properties applied for crack growth simulation

	破壊靱性 K <sub>c</sub> (MPa・m <sup>1/2</sup> )	耐力 F <sub>ty</sub> (MPa)	C*	n*	m*
2024-T3	155	317	8.8×10 <sup>-10</sup>	3.20	0.6
2X24-T3	193	310	4.6×10 <sup>-10</sup>	3.17	0.6

注) \*下記計算式への係数  $da/dN = C [K_{max} (1-R)]^{m-1} n$

#### 4.1 き裂進展シミュレーション

##### 4.1.1 解析手法

2X24合金をGXに適用することによる軽量化メリットを把握するため、き裂進展シミュレーションを実施した。対象部位は、疲労評価部位、特に繰返し与圧荷重と機体の曲げモーメントによる疲労が問題となる胴体外板 Crown Panel 部とした(図2参照)。Crown Panelは軽量化のため、板厚1.27mmのポケットが掘られており、リベット結合部は強度を持たせるため板厚が厚い(2.03mm)構造となっている。ここでは、現用合金2024と比較するため、同じ条件下で2024, 2X24の両方についてシミュレーションを実施した。

き裂進展シミュレーションには、Canadair社のき裂進展解析プログラムを用いた。このプログラムは、Modified Generalized Willenborgモデルを使用し、変動応力下でのき裂進展評価に広く用いられている。なお、き裂進展シミュレーションに必要な材料データは、破壊靱性、疲労き裂伝ば速度、降伏応力であり、今回のシミュレーションで用いたこれらの材料データを表2に示す。

初期き裂はCrown Panelとストリングを結合するファスナホール縁で発生し、1.27mmのコーナクラック(corner crack)であるとした。解析箇所の模式図を図3(a)に示す。また、応力スペクトルは、実際の機体運用(離陸, 上昇, 巡航, 操舵, 突風, 降下, 着陸)中、Crown Panelに掛かるデータを使用した。1フライト当りの応力スペクトルを図3(b)に示す。

##### 4.1.2 シミュレーション結果

同一板厚で2024及び2X24についてシミュレーションを実施した結果を図4に示す。

き裂長さが18.8mm(隣のファスナホールまでの距離)に達するまでのフライト数で比較すると2024は、4.5×10<sup>5</sup>フライトであるのに対し、2X24では9.2×10<sup>5</sup>フライトとなり、疲労寿命が約2倍に延長することが分かる。なお、GXの経済寿命(Economic life)要求は、15000フライトであり、この条件は十分に満足している。したがって、現用の2024を2X24に代替することにより、

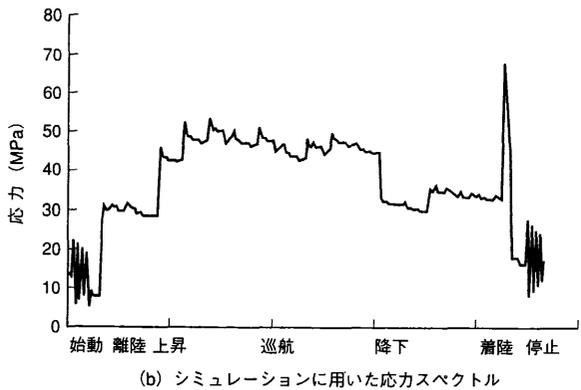
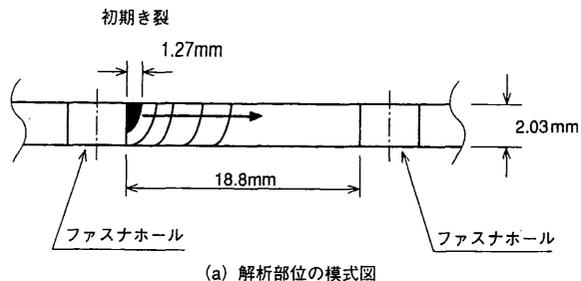


図3 シミュレーションの解析箇所と使用した応力スペクトル  
解析部位の模式図とシミュレーションで使用した1フライト当りの応力スペクトルを示す。  
Schematic view of analyzed area and stress spectrum used in this crack growth simulation

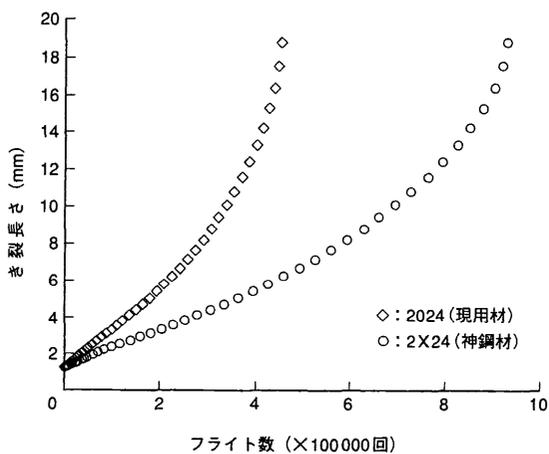


図4 き裂進展シミュレーション結果 2X24及び2024について同じ条件下で、き裂進展シミュレーションを行った結果を示す。  
Crack growth simulation result on 2X24, 2024

機体の高性能化だけでなく、機体運用中の検査間隔の延長、検査回数の減少に伴う運用コストの低減も期待できる。

また、機体設計の立場から考えると、現用2024と同じ疲労要求であるならば、2X24合金を適用した場合、部材の薄肉化が可能となるはずである。そこで、現用2024と同等の疲労寿命となるような2X24の板厚を見いだすため、2X24の板厚を変化させて、き裂進展シミュレーションを実施した。18.8mmに達するまでのフライト数と板厚との関係を図5に示す。現用2024材での板厚は、疲労要求及び静強度マージンを考慮して、2.03mmと設定されており、この現用2024についてシミュレーションを実施した結果、き裂が18.8mmに達するまでのフライト数は、図中に点線で示すように、 $4.5 \times 10^4$ フライトとなる。2X24については、板厚を1.55mmまで薄くして計算を行ったが、図5から分かるように、1.55mm

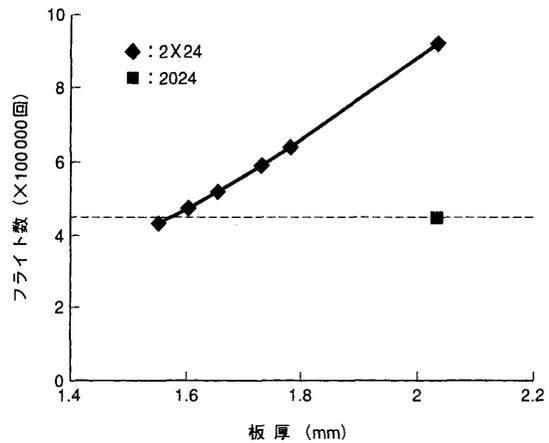


図5 き裂長さが18.8mmに達するまでのフライト数と板厚の関係 同じ疲労要求で比較した場合の2X24の板厚の減少量を示す。  
Relationship between number of flight and thickness of 2X24

では2024の疲労寿命を下回ってしまう。1.6mmでは2024とほぼ同じ疲労寿命となり、1.6mmまで薄くすると21%の薄肉化となる。したがって、現在2024が用いられているCrown Panelに2X24合金を適用した場合、疲労要求だけを考慮すると21%の軽量化が可能であることが明らかとなった。

しかし、実際の設計に際しては、疲労要求のみで板厚を設定するのではなく、後述するように静強度的な安全余裕をクリアしておく必要がある。

#### 4.2 安全余裕評価

Crown Panelなど胴体外板の設計では、通常、50%制限応力（飛行中、機体に掛かる最大応力の50%）に対して座屈しないこと、という設計要求と150%制限応力（最大応力の1.5倍）に対して破壊しないこと、というFAR (Federal Aviation Regulation) 要求を満足する必要がある。

本研究では、2X24を適用して21%薄肉化した後のCrown Panelについて、航空機の設計で一般に行われている、50%制限応力による座屈及び座屈後の150%制限応力による破壊に対する安全余裕を評価した。

##### 4.2.1 評価手法

###### (1) 座屈に対する安全余裕

胴体外板は、主翼と異なり、ある程度座屈しても空力特性に影響を及ぼすことがないため、一般には50%程度の制限応力に対して座屈しなければ良いとされている。ここでも、50%制限応力による座屈に対する安全余裕を評価した。

Crown Panelには、通常、せん断応力と引張応力が入るが、引張応力は座屈を緩和する働きを持つ。そこで、安全側で評価するため、応力成分としてはせん断応力のみを考えた。また、Crown Panelは図6に示すようにストリングとフレームの位置により、192箇所分割し、それぞれの分割要素について、FEM（有限要素法）解析から得られた最大応力と部材の許容応力から安全余裕を計算した。

###### (2) 座屈後の破壊に対する安全余裕

座屈を起こしたCrown Panelについて、150%制限応力による破壊に対する安全余裕を計算した。150%制限応力に対して破壊しないという要求は、FARによる規定であり、民間航空機が最低限、満たさなければならない要求である。フレーム、ストリングなどの補強材で補強された板が座屈した場合、よく知ら

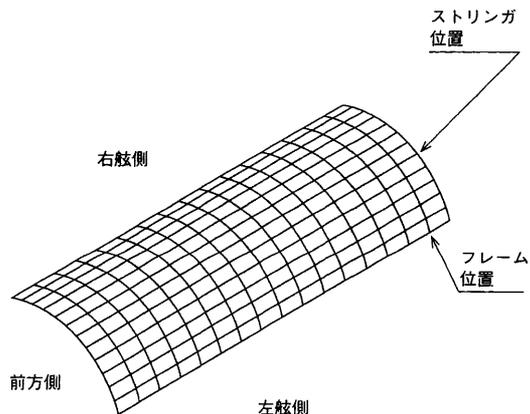


図6 Crown Panelの分割要素 Crown Panelを192箇所の要素に分割して安全余裕を計算した。  
Configuration of Crown Panel for calculation of margin of safety

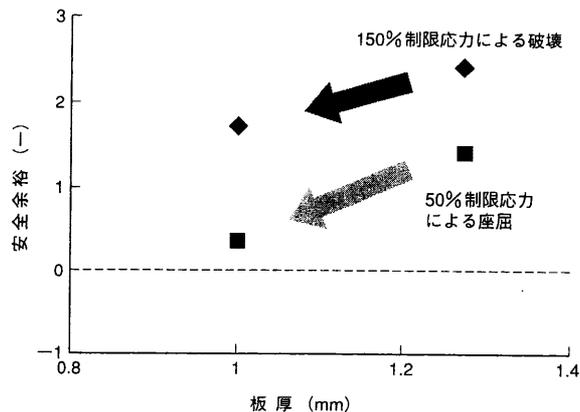


図7 安全余裕計算の結果 座屈及び破壊に対する安全余裕を計算した結果を示す。  
Calculation of margin of safety on initial buckling and skin failure

れているように、対角引張応力 (Diagonal Tension) が入るようになる。ここでも、対角引張応力を想定し、また、前項の座屈に対する安全余裕計算と同様に Crown Panel を 192 箇所に分割し、それぞれの分割要素について安全余裕を計算した。

4.2.2 計算結果

図7に安全余裕を計算した結果を示す。ここでは、図6に示すそれぞれの分割要素で計算した安全余裕のうち、最小の値を示している。なお、き裂進展シミュレーションでは元板厚を 2.03 mm としていたのに対し、ここでは元板厚を 1.27 mm として計算している。これは、静強度マージンの評価に当っては、図2の断面に示すように、最も板厚の薄いポケット部 (板厚 1.27 mm) で評価する必要があるためである。安全余裕は、部材の許容応力と実際に掛かる応力 (applied stress) の比から 1 を減じた値として定義されており、0 以上ならば合格、負の値では不合格であることを意味する。

図7から、50%制限応力による座屈及び150%制限応力による破壊に対しては、21%の薄肉化後も十分なマージンが残されており、静強度的にも問題のないことが分かった。すなわち、21%の薄肉化による静強度マージンの減少量は許容範囲内であり、21%の薄肉化が実際に可能であることが明らかとなった。

4.3 軽量化試算

前述の21%の薄肉化という結果から、Crown Panelに2X24を適用した場合、実際にどの程度の軽量化が実現できるかの試算を行った。重量はCrown Panelの部品サイズと2X24の密度から算出した。GXのCrown Panel 1枚の重量は54 kgである。結果を表3に示す。

試算の結果、8.1~11.4 kgの重量軽減が可能であることが判明した。ケース1は、Crown Panelのポケット部、パッドアップ部すべてを21%薄くした場合であり、当然、重量も21%の軽減となり、11.4 kgの重量を軽減できることになる。

しかし、2X24を既存の機種に適用することを考えた場合、すべての部位を薄肉化すると現在のモールドライン位置も変わってしまい、図面変更等によるコストアップにつながる恐れがある。そこで、ケース2では、GXのように既に生産が開始されている機種に適用することを考え、他の部材に影響を与えない範囲の部分を薄くすることを想定した。薄肉化量は、Crown Panelの最も薄い

表3 重量軽減量の試算結果

Calculation result of weight saving estimation

	①元の重量 (kg/1枚)	②重量減少量 (kg/1枚)	①-② (kg/1枚)
ケース1	54.4	11.4	43
ケース2	54.4	8.1	46.3

部分 (ポケット部) の板厚 1.27 mm の 21% とし、0.26 mm となった。計算の結果、8.1 kg の重量軽減が可能であり、15% の軽量化となることが分かった。

以上の計算より、GXのCrown Panelに2X24を適用することにより、計算上最大11.4 kg、実際的に最も容易に実施できる範囲で8.1 kgの重量軽減が可能であることが判明した。

5. 結論

き裂進展シミュレーション及び安全余裕評価の結果から以下の結論を得た。

- (1) GXのCrown Panelに2X24を適用することによって、現用2024合金に比べて、疲労寿命が約2倍に延長できる。
- (2) 現用2024と同等の疲労要求で比較すると、2X24では2024に比べ、最大21%の薄肉化が可能である。
- (3) 安全余裕評価の結果、21%の薄肉化後も50%制限応力による座屈及び150%制限応力による破壊に対する安全余裕は十分に残っており、静強度的な問題はない。
- (4) 部品サイズと材料密度による重量計算の結果、2X24の適用により、現54 kgのCrown Panel 1枚当たり、8.1~11.4 kgの重量軽減が可能である。

参考文献

- (1) 中井 学, 江藤武比古, 軽金属 45 (1995) p.677
- (2) Manabu Nakai, Takehiko Eto, Material Science Forum Vols, 217-222 (1996) p.1517
- (3) ALCOA Aerospace Technical Fact Sheet (1991)
- (4) 平成9年度航空工業省委託研究課題「輸送機外板用高耐損傷許容性 2X24合金の開発」成果報告書 (1998)