

# 宇宙航空研究開発機構契約報告

## JAXA Contract Report

---

### 航空機ファスナの疲労損傷に影響を与える因子

Factors affecting fatigue damage of airframe fasteners

安岡 哲夫, 森本 哲也, 岡田 孝雄, 熊澤 寿, 竹田 智, 中村 俊哉  
YASUOKA Tetsuo, MORIMOTO Tetsuya, OKADA Takao, KUMAZAWA Hisashi  
TAKEDA Tomo and NAKAMURA Toshiya

2021年11月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

本研究の背景及び概要.....	1
技術報告.....	5

# 航空機ファスナの疲労損傷に影響を与える因子

安岡 哲夫<sup>\*1</sup>, 森本 哲也<sup>\*1</sup>, 岡田 孝雄<sup>\*1</sup>, 熊澤 寿<sup>\*1</sup>, 竹田 智<sup>\*1</sup>, 中村 俊哉<sup>\*1</sup>

## Factors affecting fatigue damage of airframe fasteners

YASUOKA Tetsuo<sup>\*1</sup>, MORIMOTO Tetsuya<sup>\*1</sup>, OKADA Takao<sup>\*1</sup>, KUMAZAWA Hisashi<sup>\*1</sup>,  
TAKEDA Tomo<sup>\*1</sup>, NAKAMURA Toshiya<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

In this study, factors affecting fatigue damage of airframe fasteners were comprehensively identified, and the effect of important factors on the fatigue damage was investigated using the analytical model of the mechanical fastening joint in aircraft structures. Three points were clarified from the analyses. The critical stress concentrated point was the neck of the countersunk head of the fastener. Fatigue life was shortened when the tightening force of the fastener was insufficient due to seat friction or other reasons. Fatigue life was extended when the contact friction between the fastened parts increased.

**Keywords:** Fastener, Joint, Fatigue, Composite structure

### 本研究の背景及び概要

民間航空機は長らくアルミ合金を主構造材料としてきたが、近年では複合材を主構造に適用することで軽量化および燃費性能向上を達成した機体も開発され、その普及が進んでいる。部材そのものの複合材化が進む一方、部材の継手についてはファスナ（ボルト、リベット）による機械締結が今もなお主流であるため、これを接着接合継手とすることで更なる軽量化が期待される。

航空機構造の継手要素としては、一般的な形態であるラップジョイントで接合されるものの他、外板パネルでは外板（スキン）とストリンガーの接合がある。図1に機械締結継手と接着接合継手の例を示す。機械締結継手の場合、金属製のファスナはそれ自体に重量がある上、穿孔による強度低下を補強するため部材の厚肉化を要することがあり、重量増加の要因となる。接着接合継手を適用した場合、これらの要因を排除し軽量化できるだけでなく、荷重伝達がスムーズで応力集中が少なくなる、穴がないため疲労耐性が高くなるといった利点がある。しかしながら、全ての継手を接着接合とする、“ファスナレス構造”の実現は難しいとされている。これはファスナレス構造の場合、型式証明要求（AC 20-107B）を現在の技術水準では克服できないとされているためであり、ひとまず型式証明要求を満足するにはファスナ併用が不可欠である。複合材を主構造として開発された機体においては、スキン／ストリンガー接合において

<sup>\*</sup> 2021年10月1日受付 (Received October 1, 2021)

<sup>\*1</sup> 航空技術部門 構造・複合材技術研究ユニット (Structures and Advanced Composite Research Unit, Aeronautical Technology Directorate)

ファスナ併用の接着接合継手を適用し、型式証明要求をパスしている。今後開発される機体においても、ファスナ併用の接着接合継手が適用され、かつその適用範囲が拡大していくものと見込まれる。

アルミ合金を主構造とする機体においては、部材の疲労が主要な構造損傷要因であり、疲労亀裂がファスナ穴から生じるのはよく知られている。ファスナより先に部材が疲労損傷するのが一般的であり、またそのように設計されるため、これまでファスナ自体の疲労挙動に着目することは少なかった。複合材を主構造とした機体においても疲労損傷評価の重要性に変わりはないが、複合材自体はより耐疲労性が高い材料であることから、複合材部材のファスナ締結継手を想定した時、部材損傷より先にファスナの疲労損傷が生じることも想定される。したがって、ファスナ自体の疲労損傷について評価法を構築する重要性が大きくなってきているが、明確な方法はなく、その構築が求められている。

ファスナの疲労損傷は、材料、製造、運用における様々な因子の影響を受けるためその予測は容易ではないが、他製造業の経験をもとに損傷原因や解析評価法について多くの知見が公知となっており、これらを活用できる。それらの知見は、各業界に沿った材料条件、製造条件、運用条件に基づくため、航空業界の条件とは必ずしも同じではない。そこで本研究では、航空機構造の設計に適用することを見据え、まずファスナの疲労損傷に影響する因子を網羅的に調査し、構造設計のパラメータとの関連性を整理した。その上で、設計上重要と思われる因子を選定し、一般的な航空機のファスナ締結継手を想定した構造モデルによってパラメトリックスタディを行い、各因子の影響を定量的に評価した。

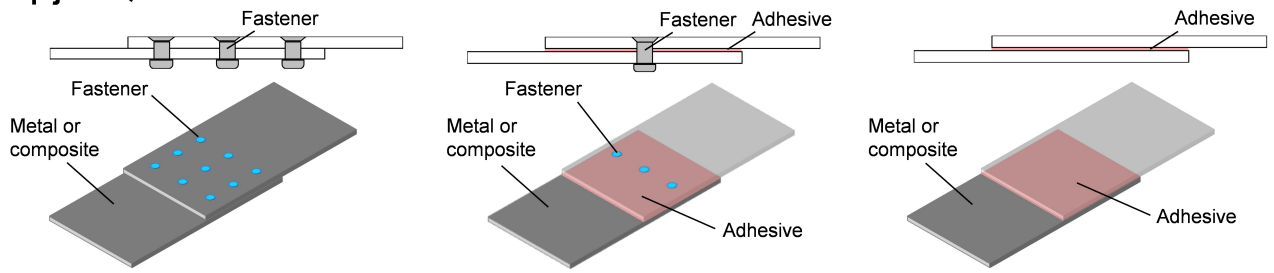
本研究で得られた成果のサマリーを以下に示す。

ファスナの疲労損傷に影響する因子については、①ファスナ内部応力（駆動力）に影響するもの、②ファスナの疲労強度許容値（抵抗力）に影響するもの、③疲労破壊モードの3つに大分類される。ファスナ内部応力には、ファスナ形状による応力集中、締結構造に基づく荷重パスの状態、締付け力の各因子があり、それらはさらに下位の因子（ファスナ形状等多くの設計パラメータ）により決定される。ファスナ疲労強度許容値には、許容値選定に係る因子、ロックダウンファクターに係る因子、構造様式の違いを補正する因子がある。疲労破壊モードには、高サイクル疲労／低サイクル疲労、熱疲労／クリープ、フレット疲労、応力腐食割れ／水素脆化割れがあり、それぞれのモードに原因となる因子がある。

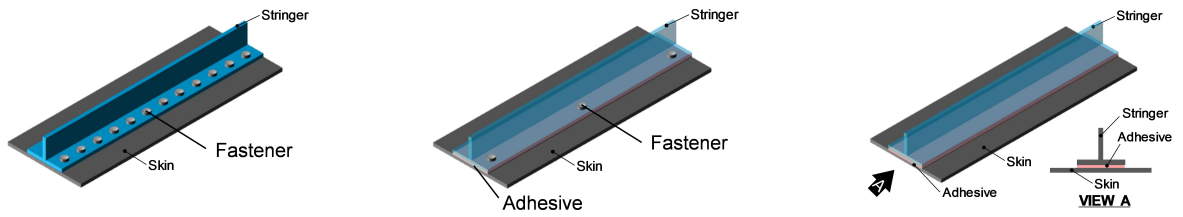
一般的なファスナ締結構造について条件、仕様を定めて検討モデルとし、パラメトリックスタディを実施した。検討モデルにおいて応力がクリティカルとなる場所は、ファスナ皿頭の首下部分であった。締付け力の観点でみると、ファスナのねじ面／座面の摩擦が大きいほど初期締付け力が低下した。締付け力が低下すると応力振幅が増加し、疲労損傷寿命は短くなった。すなわち疲労損傷寿命の確保には締付け力を十分に大きくしておくことが重要といえる。次に、荷重パスの観点でみると、被締結部材同士の接触摩擦が増加するとファスナ分担荷重が減少し、これにより疲労損傷寿命が長くなった。ただし実際には個体差が生じると考えられるので注意が必要である。摩擦接合のように意図的に部材同士の摩擦係数を上げることで、疲労損傷寿命を延ばす効果が得られることも期待できる。

検討の詳細については、“YET21013「次世代航空機に向けたファスナ疲労損傷評価技術の構築」ファスナ疲労パラメータ検討成果報告書”に示す。

〈Lap joints〉



〈Skin-stringer joining〉



機械締結継手  
Mechanical fastening joints

ファスナ併用接着接合継手  
Adhesively-bonded joints  
with fasteners

ファスナレス接着接合継手  
Adhesively-bonded joints  
(fastenerless)

図 1 機械締結継手と接着接合継手の例

# 技 術 報 告

YET21013

2020 年度 JAXA 殿請負作業 JX-PSPC-528631

「次世代航空機に向けたファスナ疲労損傷評価技術の構築」

ファスナ疲労パラメータ検討成果報告書

目次

5

10

15

20

25

30

1	目的 .....	2
2	成果概要 .....	2
3	ファスナ疲労損傷に影響する因子の調査 .....	3
4	重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 .....	10
4.1	ファスナ疲労損傷パラメトリックスタディの手順.....	10
4.2	ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ .....	12
4.2.1	パラメトリックスタディに適用する構造仕様 .....	12
4.2.2	平均応力・応力振幅の評価.....	15
4.2.3	応力集中の影響因子 .....	16
4.2.4	締付け力の影響因子.....	21
4.2.5	荷重パスの影響因子.....	24
4.3	ファスナ疲労損傷パラメトリックスタディまとめ .....	27
5	まとめ.....	30
	Appendix-A ファスナFEM検討.....	31
	Appendix-B ファスナゆるみ発生時の締付け力設定に係る参考計算結果.....	34

YET21013

2 /

## 1 目的

本報告書は、以下のJAXA 殿調達仕様書に基づき、航空機のファスナの疲労損傷の解析評価技術について検討結果をまとめたものである。

JAXA-PSPC-528631 次世代航空機に向けたファスナ疲労損傷評価技術の構築 調達仕様書(請負)

次世代航空機で適用拡大が見込まれるファスナ・接着剤併用のハイブリッド継手を最適設計するため、ファスナの疲労損傷を予測する技術を確立することが求められている。そこで、本報告書では、(1)ファスナ疲労損傷に影響する因子を調査し、(2)重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響を解析的に検討する。

## 2 成果概要

本報告書の調査・検討による成果概要を以下にまとめる。

### (1) ファスナ疲労損傷に影響する因子の調査

公知文献や実機設計、実機組立に携わることで得た知見・経験をもとに、ファスナ疲労損傷評価に関する影響因子を網羅的に挙げ、更にその関係性を加味した特性要因図にまとめて示した。この影響因子の洗い出しの段階では、重要性や優先度については考慮しないようにした。

次に、特性要因図で示した影響因子について、網羅的に挙げた設計パラメータと各影響因子との対応を示し、影響因子の中でも更に重要と考えられる影響因子を選定した。また、選定に当たっては、一般的な航空機の疲労強度試験等で散見されるファスナ損傷事例に関連する影響因子であるかも選定の理由として加味した。

### (2) 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討

ファスナ疲労損傷の重要影響因子を使ったパラメトリックスタディを実施した。パラメトリックスタディの遂行に当たっては、FEM の結果や手計算を適用する、ファスナの応力値の簡便な評価方法を示した。また、影響因子を単独で適用した場合や組み合わせて適用した場合など、複数のケースの解析結果を示し、各因子が応力値や損傷寿命に与える影響を定量的に示した。更に、どの影響因子がより影響を与えるかなどの考察を加えた。



YET21013

3 /

### 3 ファスナ疲労損傷に影響する因子の調査

公知文献や実機設計、実機組立に携わることで得た知見・経験をもとに、ファスナの疲労損傷に影響を与えうる因子を網羅的に洗い出し、因子同士の関係可能性を特性要因図として整理した結果を図 3-1 に示す。ここで、便宜上、影響因子のうち、種々の設計パラメータの影響を受けるものを中間事象と呼称する事とする。

図 3-1 での緑の太い線は疲労損傷評価の大きな流れを示している。また、特性要因図から、主たる影響因子が応力と疲労強度許容値であることが分かる。

また、図 3-1 には、各種疲労破壊モードと疲労強度評価方法も併せて示した。応力値が評価出来れば、環境条件などを考慮することで、破壊モードを推定することが出来、破壊モードによって、疲労強度評価法が変わってくる。よって、破壊モード自体も、ファスナ疲労強度評価の影響因子であると考え。更に、破壊モードによっては、評価方法自体にも選択肢が有る。よって、疲労強度評価法も影響因子の一つとして特性要因図に加えた。

図 3-1 に示す通り、ファスナ疲労強度評価の主たる影響因子は、応力と疲労強度許容値と考える。そこで、応力、疲労強度許容値の影響因子を抽出した特性要因図を、それぞれ図 3-2、図 3-3 に示し、各影響因子について説明を加える。更に、図 3-4 により、破壊モードについても説明を加える。



### 3 ファスナ疲労損傷に影響する因子の調査 (続き)

特性要因図から応力評価に係る影響因子を抜粋して図 3-2 に示し、それらがどのような影響因子であるかを説明する。

黄色で囲った影響因子は中間事象である締付け力に関連する影響因子であり、応力評価のための諸条件となる。また、締付け力には、ファスナ締結時のトルク掛けによって発生する初期締付け力と、ゆるみの発生による締付け力の低下という中間事象が含まれる。これらの中間事象については、更に、ファスナタイプなどの設計仕様や荷重、温度等の環境条件が影響因子となる。

各中間事象の影響因子について、初期締付け力については、一般的な評価式から影響因子を選択し、ゆるみについては、ゆるみの各モードに影響因子とした。

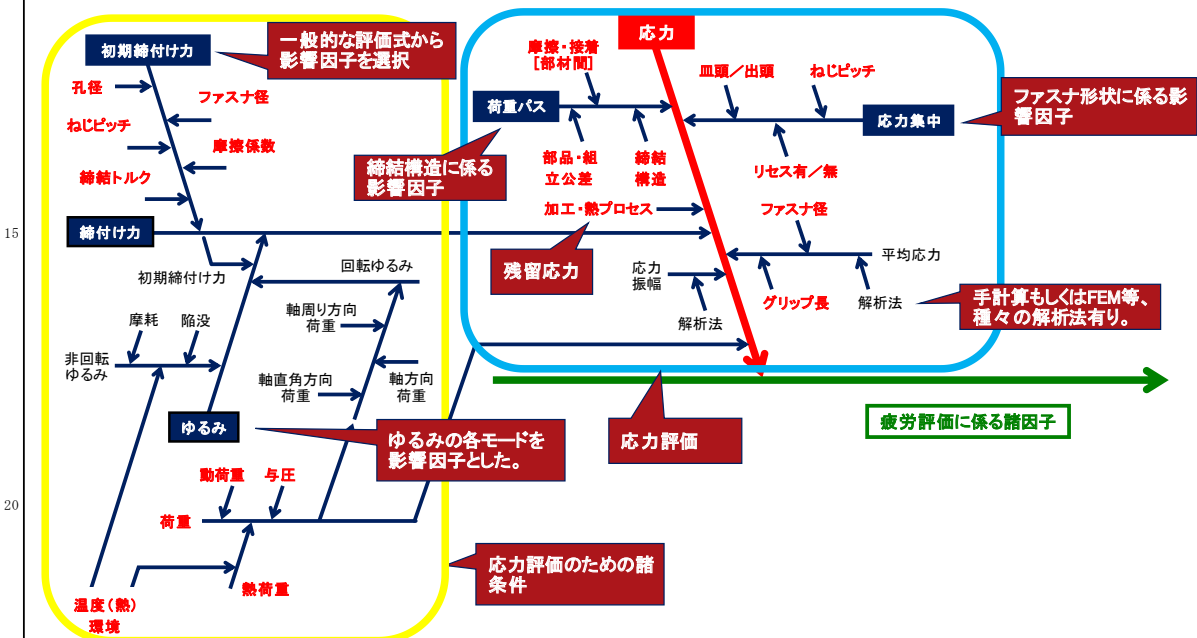


図 3-2 ファスナ疲労損傷評価の特性要因図 (応力評価に係る影響因子)

図 3-2 中、青色で囲った影響因子は応力に関連する中間事象である。応力の中間事象としては、荷重パスや応力集中が考えられる。ここで、荷重パスは締結構造に係る影響因子であり、応力集中はファスナ形状に係る影響因子である。それぞれ、主に設計仕様が影響因子となる。

また、応力の評価法自体も影響因子になると考える。平均応力や応力振幅については、手計算で適用する種々の評価式や実験で得られたファクターなどがあり、一方、FEM を用いた評価法も有る。このことから、対象となるファスナや被締結物などの種々の条件に適した応力評価法の選択が影響因子になる可能性が高いと考えている。

3 ファスナ疲労損傷に影響する因子の調査 (続き)

次に、特性要因図から疲労強度許容値に係る影響因子を抜粋して図 3-3 に示し、それらがどのような影響因子であるかを説明する。

赤色で囲った影響因子は試験結果を補正するファクターである。このファクターは許容値取得時の供試体と疲労評価対象部位との構造様式の違いを補正するものである。また、青色で囲った影響因子は許容値の選定条件に係る影響因子を示している。黄色で囲った影響因子は許容値のノックダウンファクターに関連する影響因子を示しており、ファスナの表面粗さや結晶構造、温度環境などが考えられる。

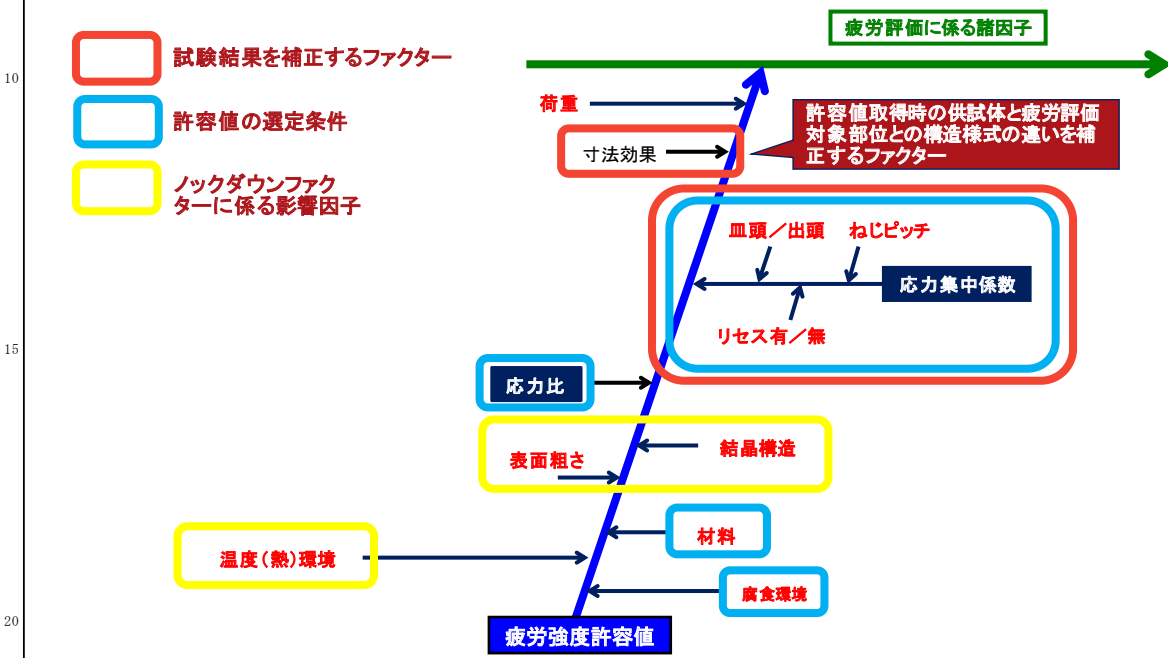


図 3-3 ファスナ疲労損傷評価の特性要因図 (疲労強度許容値に係る影響因子)

### 3 ファスナ疲労損傷に影響する因子の調査 (続き)

次に、特性要因図から疲労破壊モードの項を抜粋して図 3-4 に示す。疲労破壊モードについては、影響因子である応力や環境、構造仕様によって、図 3-4 に示すような分類が出来ると考える。

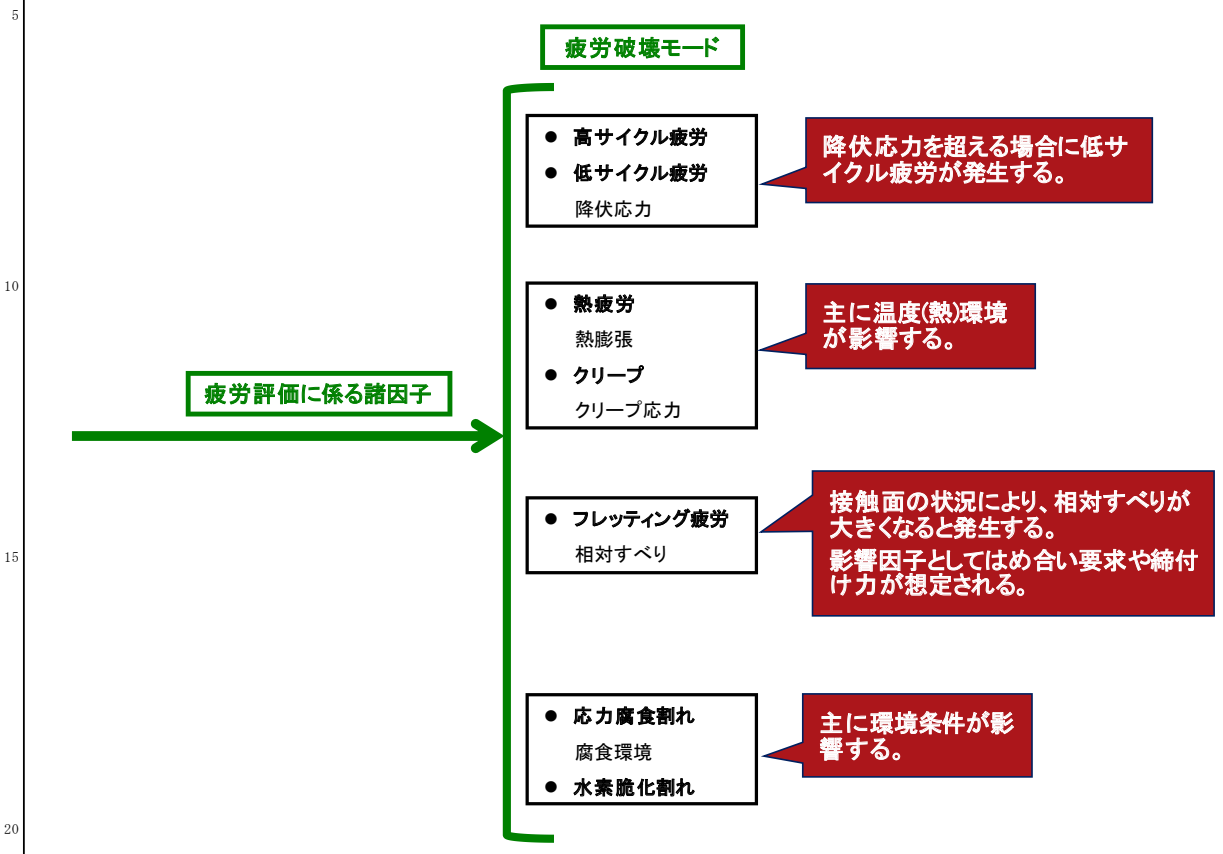


図 3-4 ファスナ疲労損傷評価の特性要因図 (疲労破壊モード)

3 ファスナ疲労損傷に影響する因子の調査 (続き)

重要影響因子選定の考え方を以下に示す。

各影響因子は応力に影響を与えるものと疲労強度許容値に影響を与えるものに大別できる。また、応力、疲労強度許容値により、疲労破壊モードが判定される。これらのことから、下記のように影響因子を選定した。

- ・応力評価, 疲労強度許容値に係る影響因子を重要影響因子とする。
- ・更に, 疲労破壊モードに係る影響因子も併せて重要影響因子とする。
- ・一方, 疲労試験の条件, 結果から, 熱疲労, クリープ, 応力腐食割れ及び水素脆化割れについては, 解析検討対象外とする。よって, 係る影響因子は, 今回の重要影響因子には非該当とする。

また、選定した重要因子を特性要因図にまとめて図 3-5 に示す。

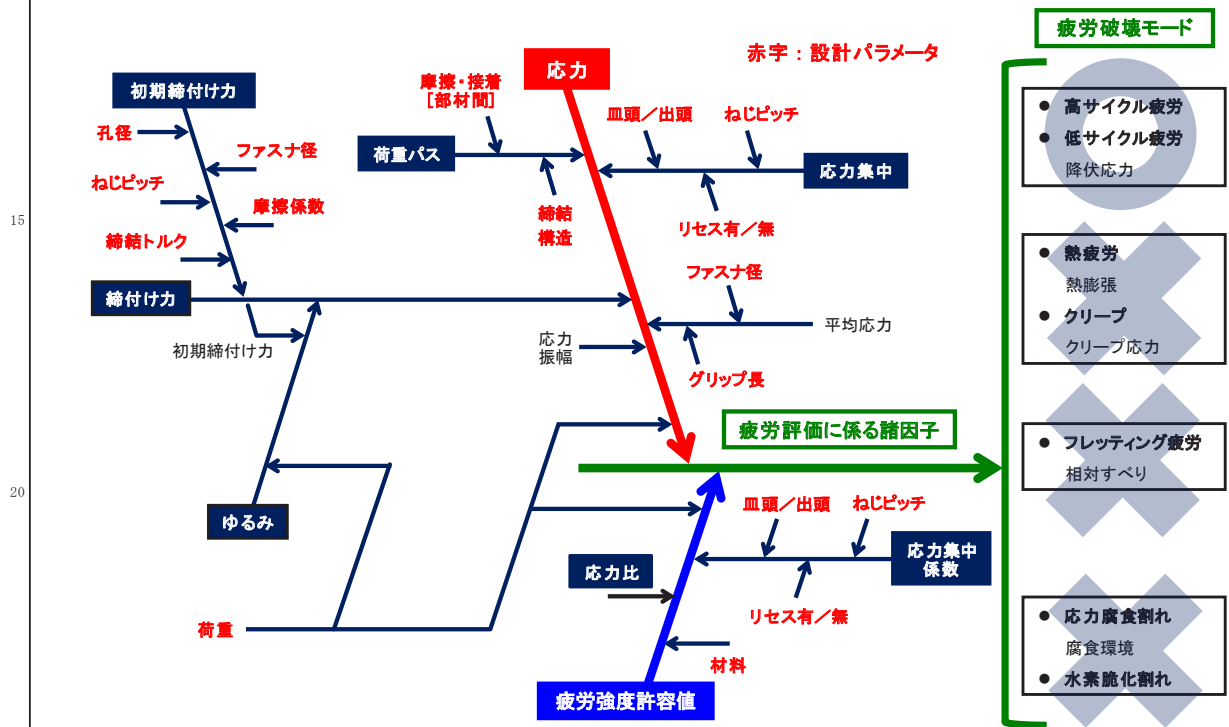


図 3-5 ファスナ疲労損傷評価の特性要因図 (重要影響因子の選定)

3 ファスナ疲労損傷に影響する因子の調査 (続き)

また、網羅的に挙げた設計パラメータ(図 3-1 参照)と重要影響因子(中間事象) との対応を表 3-1 に示す。ここで、赤色のセルが選定された設計パラメータ(影響因子)を示す。ファスナ疲労評価に必要な設計パラメータが適切に選択されていることが分かる。また、黄色のセルは一般的な航空機の疲労強度試験等で散見されるファスナ損傷事例で確認された不適合事象 (\*1) に該当する中間事象を示す。

(\*1) ファスナのゆるみを確認、破断部がリセスや首下などの応力集中部

表 3-1 設計パラメータと重要影響因子(中間パラメータ)との対応

(1) 設計パラメータ		(2) 応力					(3) 疲労強度許容値		
		初期縮付け力	ゆるみ	応力集中	荷重パス	その他設計パラメータ	応力集中係数	応力比	その他設計パラメータ
(A) ファスナ仕様	1	皿頭/出頭		●			●	●	
	2	リセス有/無		●			●	●	
	3	ファスナ径	●	●			●		
	4	ねじピッチ	●	●	●		●	●	
	5	グリップ長					●		
	6	材料							●
	7	結晶構造							●
	8	表面粗さ							●
	9	加工・熱プロセス					●		
(B) 構造仕様(組立て)	10	締結構造			●				
	11	摩擦・接着 [部材間]			●				
	12	孔径	●	●					
	13	締結トルク	●	●					
	14	はめ合い(摩擦) [ファスナ-部材間]	●	●					
15	部品・組立交差				●				
(C) 荷重	16	荷重		●	●	●	●	●	●
(D) 環境条件	17	温度(熱)環境		●					
	18	腐食環境							●

YET21013

10/

#### 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討

##### 4.1 ファスナ疲労損傷パラメトリックスタディの手順

ファスナ疲労損傷パラメトリックスタディの手順について説明する。

図 4.1-1 に示す特性要因図より、設計仕様に係る影響因子が中間事象の影響因子となり、更に中間事象が応力および疲労強度許容値に影響を与えることが分かる。そこで、パラメトリックスタディの手順を以下のように定める。

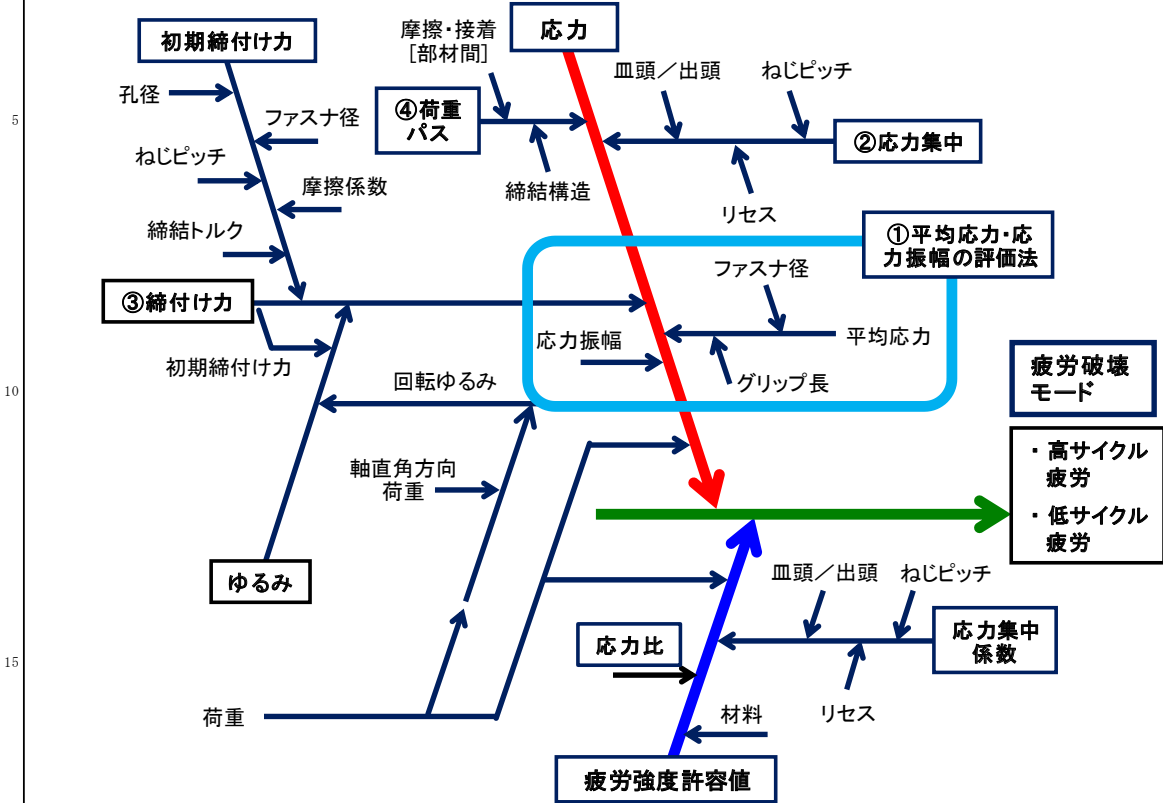
##### **パラメトリックスタディの手順**

- ・最初に、①平均応力・応力振幅の評価法を決める。
- ・パラメータとなる影響因子が多数あるので、中間事象ごとにパラメトリックスタディを実施する。
- ・パラメトリックスタディの順番を②応力集中→③締付け力→④荷重パスの順番に実施する。
- ・まず②を実施する。パラメトリックスタディが煩雑となるので、クリチカル部位を選定する。更に、応力計算に必要な応力集中係数を計算する。
- ・続いて③④のパラメトリックスタディを実施する。④では、③で得た知見を反映し、各中間事象の影響が出やすいパラメトリックスタディの条件を設定した。よって、締付け力→荷重パスの順で説明する。
- ・各パラメトリックスタディの結果をまとめ、ファスナ損傷が発生するか否かを示す。また、考察を加える。



4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

4.1 ファスナ疲労損傷パラメトリックスタディの手順 (続き)



xx 影響因子のうち、種々の設計パラメータの影響を受けるものを中間事象と呼ぶこととする。

図 4.1-1 ファスナ疲労損傷評価の特性要因図

YET21013

12/

#### 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

##### 4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ

###### 4.2.1 パラメトリックスタディに適用する構造仕様

パラメトリックスタディに適用する構造仕様を図 4.2-1 に示す。

・Single Shear の継手構造

・ファスナタイプ

□1201MAS-8A

Ti-6AL-4V (AMS4928)

d=12.7 [mm]

□NAS1805-8L

・部材 1

7050-T7451 PLT (4")

ts1= 8.0 [mm]

・部材 2

7050-T7452 FORG (8")

ts2= 23.0 [mm]

・シム

tf= 0.0 [mm]

・荷重  $V_0 = 14,800$  [N]

・締付けトルク  $T_f = 54,000$  [N・mm]

4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)  
 4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)  
 4.2.1 パラメトリックスタディに適用する構造仕様 (続き)

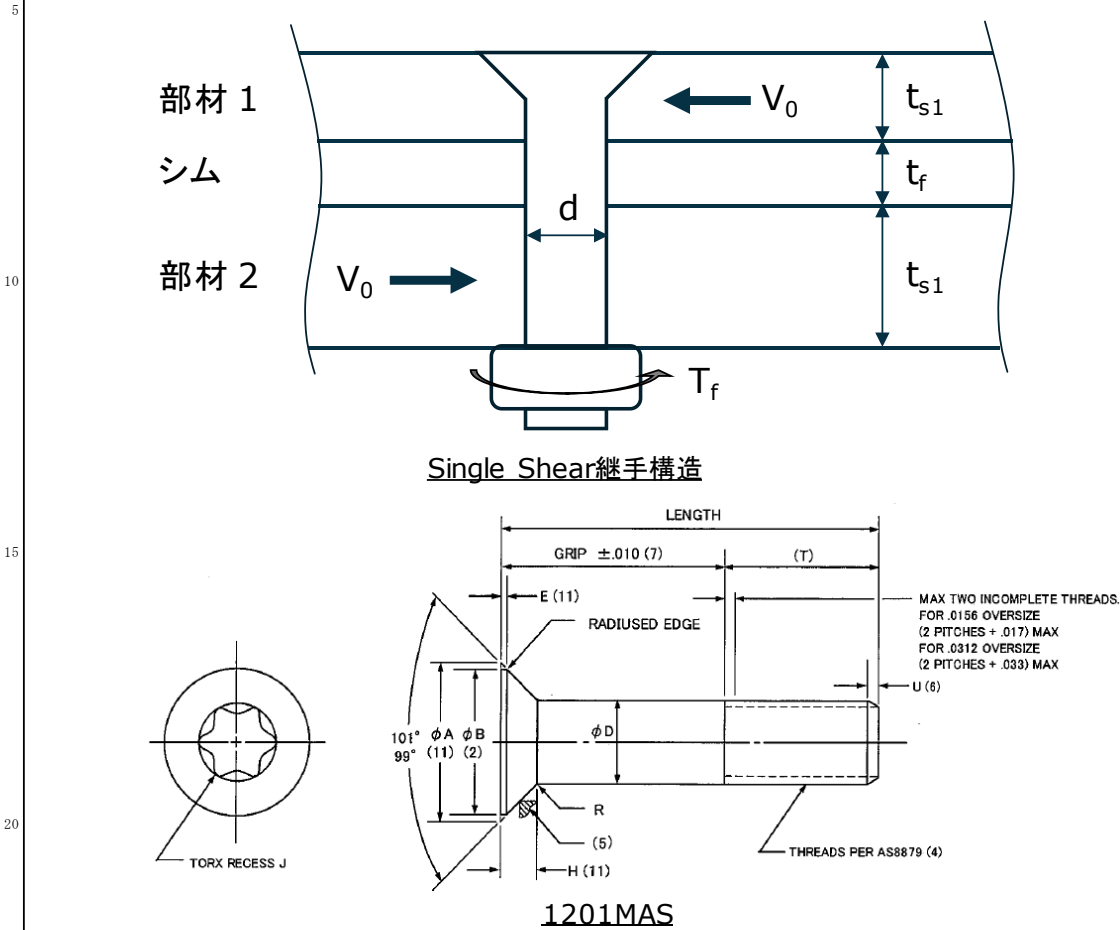


図 4.2-1 解析対象部位

また、図 4.2-2 は重要影響因子に係る特性要因図のうち、応力に係る影響因子を抜粋して示したものである。更に、5.1 項で示した手順に沿って、各中間事象に番号を付けた。また、図中には、①から④の中間事象に対して、パラメトリックスタディへの盛り込み方を簡単に説明している。

以降、5.1 項で説明したパラメトリックスタディの手順に沿った順番(①~④)で、応力に係る中間事象のパラメトリックスタディ結果とその解析手法について示す。但し、①については、平均応力と応力振幅の評価法を説明し、②については、クリチカル部位の選定結果と応力集中係数の計算結果について説明する。

YET21013

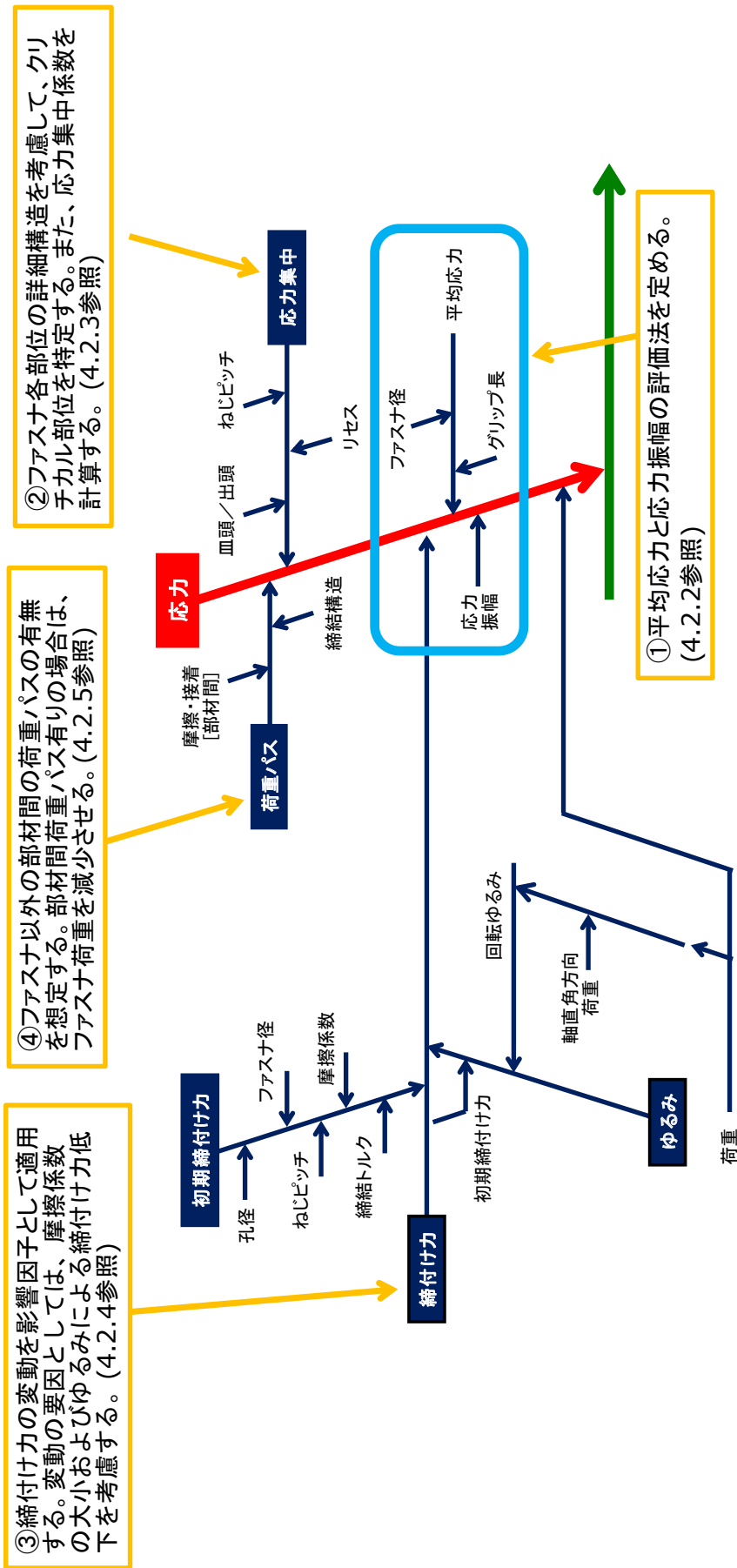


図 4.2-2 重要影響因子に係る特性要因図(応力に係る影響因子を抜粋)

#### 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

#### 4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

##### 4.2.2 平均応力・応力振幅の評価

ここでは、平均応力と応力振幅の算出法を説明する。本解析では、手計算で算出した応力値をベースに簡便な方法で平均応力及び応力振幅を算出する事とした。以下に計算法を示す。

実際は、軸方向外力  $W$  に対して、締結材(ファスナ)と被締結材の材料、寸法、形状およびその組み合わせに応じて、その一部がボルト軸部に追加される引張り内力  $F_b$  となる。また、 $W$  と  $F_b$  の関係を表す内外力比  $f$  については種々の評価式が有り、その値は一般的には  $0.3 \sim 0.5$  程度とされている。よって、特に皿頭ファスナの疲労損傷解析においては、内外力比自体がファスナ疲労損傷の影響因子になる可能性が高いと考える。一方、FEM を使って内外力比を評価する方法では、構造仕様に合わせた詳細な FEM を作成し、外力を変化させた解析を実施する必要が有り、多大な労力を要する。

そこで、本手法では、FEM で評価した最大応力値と応力集中係数、および、手計算による応力値から、ファスナ疲労損傷解析のための平均応力および応力振幅を計算することとする。以下に具体的手順を示す。

(1)クリチカル部の最大応力  $S_{max}$  は FEM の結果を適用する。また、応力集中係数  $K_t$  は 4.2.3 で算出した値を適用する。

(2)初期締付け力  $F_p$  を計算し(4.2.4参照)、ファスナ軸部の応力値  $S_p$  を得る。

(3)ファスナ軸部の応力値  $S_p$  に応力集中係数  $K_t$  を乗じて、締付け力で生じるファスナクリチカル部の応力  $S_{p\_max}$  を得る。

(4)最大応力値  $S_{max}$  から、平均応力と応力振幅を計算する。

外力によってファスナクリチカル部に追加される応力： $S_b = S_{max} - S_{p\_max}$

平均応力： $S_m = S_{p\_max} + S_b / 2$

応力振幅： $S_a = S_b / 2$

なお、締付け力が変わった場合は  $S_p$  を変化させて計算する。

YET21013

16/

#### 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

##### 4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

##### 4.2.3 応力集中の影響因子

応力集中に係る影響因子のパラメトリックスタディへの適用について示す。

ファスナの各部形状を考慮した応力集中の評価結果として、図 4.2.3-1 に示す、FEM 解析結果を適用した。FEM 解析モデルの概要については、Appendix-Aを参照されたい。

まず初めに、図 4.2.3-1 に示す応力コンター図から、クリチカル部位を選定した。図 4.2.3-1 から分かるように、クリチカル部はファスナの首下であった。また、ファスナ荷重負荷により、ファスナ頭で曲げモーメントが発生していることを確認している。

次に、図 4.2.3-2 に示す応力-ひずみ線図から、パラメトリックスタディに適用する最大応力値を選定した。メッシュ図については、首下のメッシュとその要素番号を示している。ミーゼス応力 vs. 最大主ひずみのグラフについては、各要素の応力を示している。応力値がカーブを描いているのは、下記の荷重負荷を FEM 解析で再現しているためである。

荷重ステップ①: 締付け力のみを負荷 (この場合の要素番号 1165993 の応力値は 425 [MPa])

荷重ステップ②: 締付け力とファスナ荷重を負荷 (この場合の要素番号 1165993 の応力値は 874 [MPa])

結論としては、要素番号 1165993 の最大応力をパラメトリックスタディで適用することとした。理由を下記に示す。

①ファスナ形状からき裂進展経路を想定すると、首下-リセスの経路となり、リガメント長さが短い(=有効断面積が小さい)。よって、 $F_{tu}$ (924MPa)を超えてき裂が入ると一発破壊を起こす可能性が高い。

② $F_{tu}$ 以上の応力では疲労強度許容値が存在しないので、 $F_{tu}$ 以下で最大の要素を選んだ。

よって、ファスナで発生する最大応力は 874MPa(= $F_{tu}$ の約 95%)となる。この応力値を用いて応力集中係数を算出する。

続いて、応力集中係数の算出法を説明する。最初に、ファスナ荷重で生じる応力を次式で計算する(Ref. McCombs, W. F., A SUPPLEMENT TO ANALYSIS & DESIGN OF FLIGHT VEHICLE STRUCTURES FOR INCREASED SCOPE AND USEFULNESS)。図 4.2.3-3 に示す計算モデルにより、外力によってファスナに発生する応力を算出する。

#### 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

##### 4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

##### 4.2.3 応力集中の影響因子 (続き)

FEM 解析の境界条件は下記の通り。

・初期締付け力  $F_p = 33,779$  [N], ファスナ荷重  $V_0 = 14,800$  [N]

上式より、外力により発生するファスナ応力の総和  $S_{total}$  は下記の通りとなる。

$$S_{total} = S_t + S_{bend} = 55 \text{ [MPa]}$$

また、初期締付け力により発生する軸部応力  $S_p$  は、 $S_p = 267$  [MPa]

FEM 解析より、最大応力は  $874$  [MPa]。

よって、応力集中係数は下記の通りとなる。

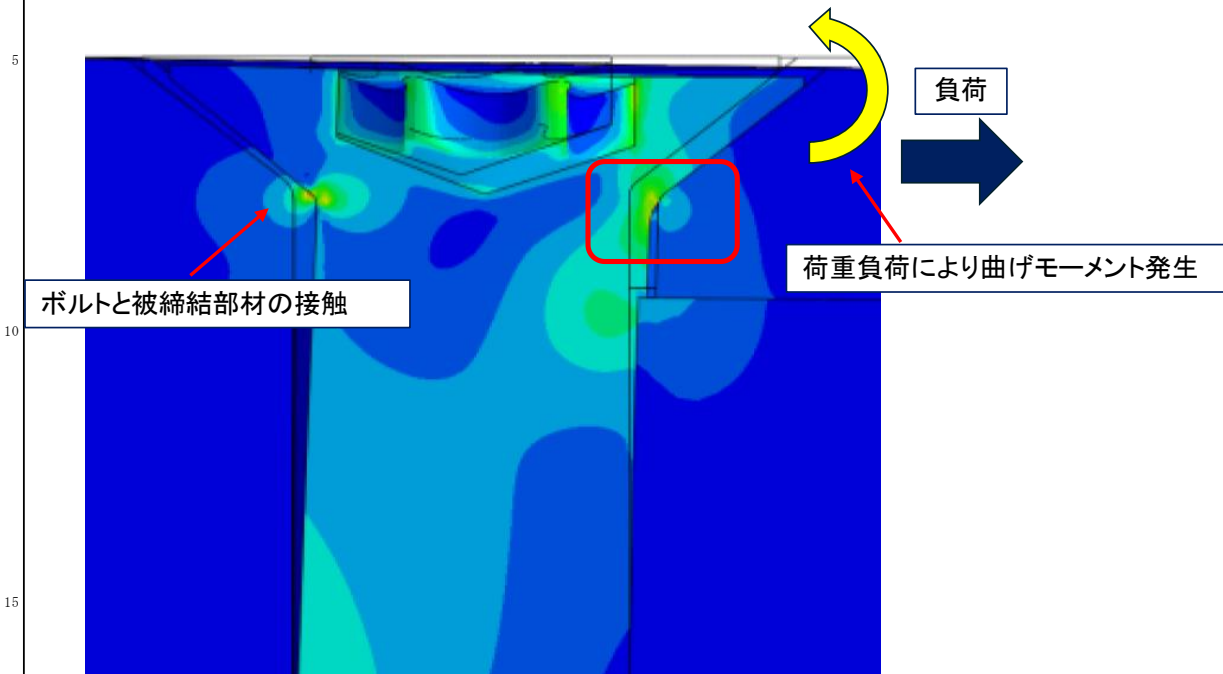
$$K_t = 874/322 = 2.71 \text{ (*1)}$$

(\*1) ここで、Q に対する  $K_t$  と  $M_0$  に対する  $K_t$  は異なり、Q と  $M_0$  のバランスが変わる場合でも本  $K_t$  を適用することには議論の余地があるが、一般的に認知されている  $K_t=2.1$  を上回ることから、過度な非安全側な評価にはならないと考えられるため、本  $K_t$  のみを適用することとした。

4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

4.2.3 応力集中の影響因子 (続き)



上記赤四角部を拡大したものを下図に示す。

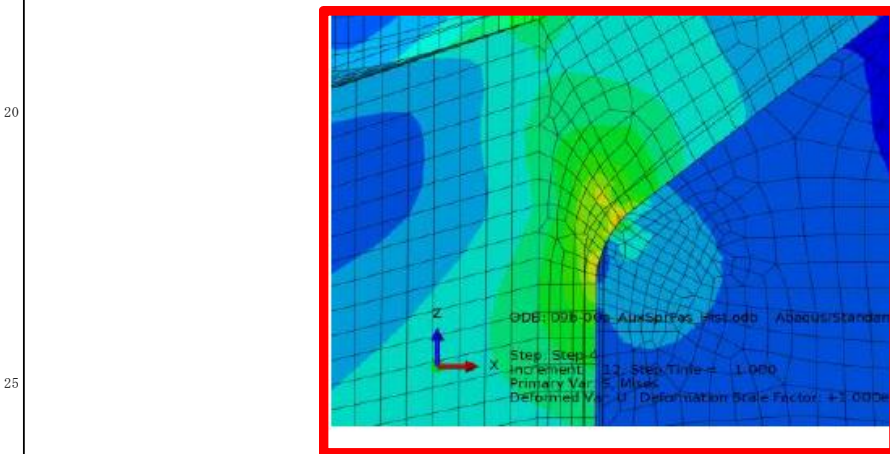


図 4.2.3-1 FEM 応力解析結果



4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

4.2.3 応力集中の影響因子 (続き)

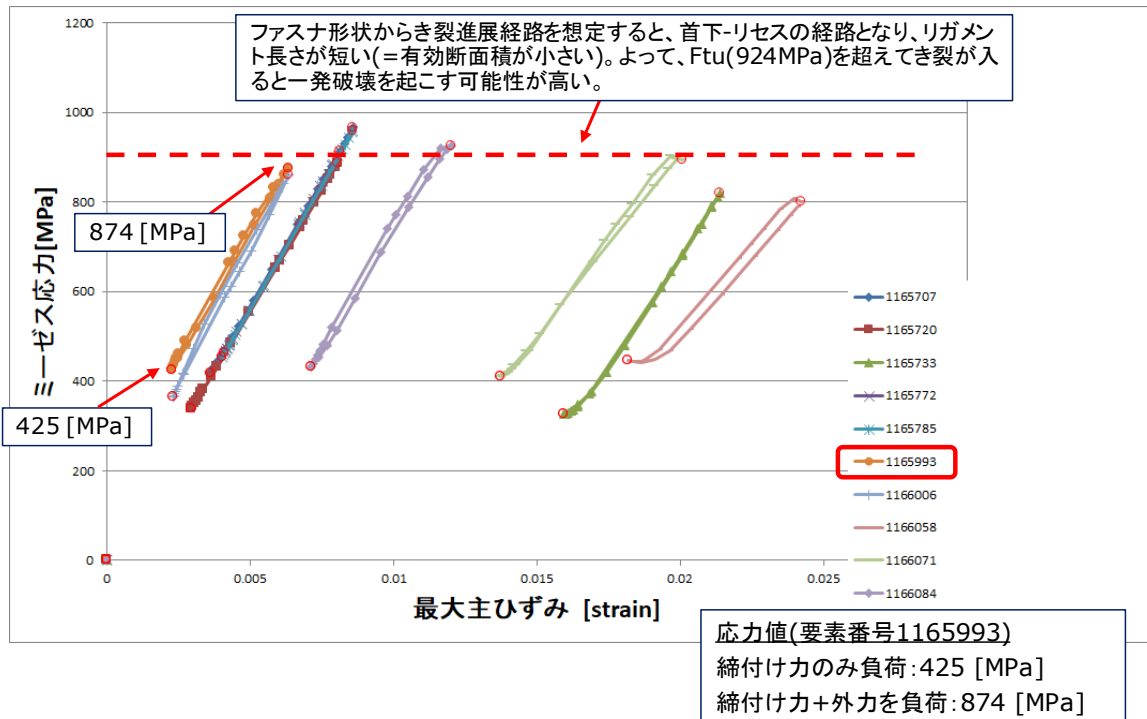
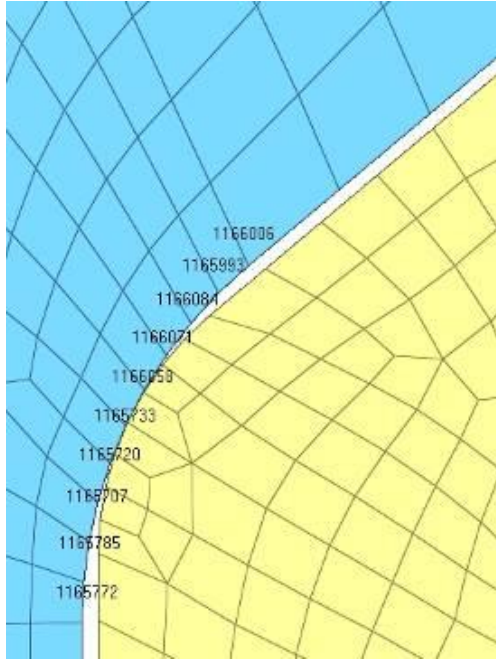
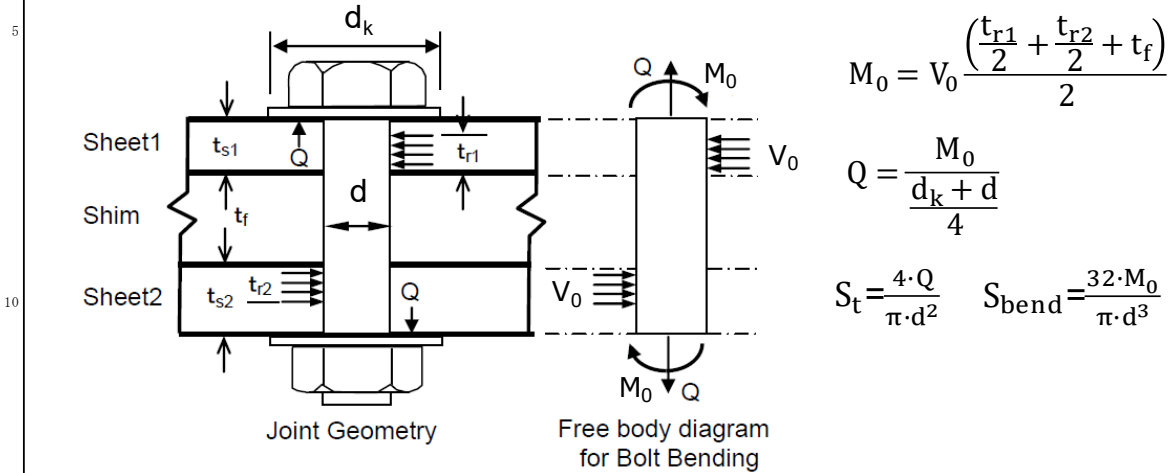


図 4.2.3-2 パラメトリックスタディに適用する最大応力値

4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

4.2.3 応力集中の影響因子 (続き)



ここで、

- $V_0$  : ファスナせん断荷重
- $M_0$  : 曲げモーメント
- $t_{s1}$  : シート1の板厚
- $t_{s2}$  : シート2の板厚
- $t_f$  : シム板厚
- $d$  : ファスナ呼び径
- $d_k$  : ファスナ頭の直径
- $F_{bru1}$  : シート1の終局面圧強度
- $F_{bru2}$  : シート2の終局面圧強度
- $Q$  : 曲げモーメントによるファスナ軸引張荷重
- $S_t$  : 引張り応力
- $S_{bend}$  : 曲げ応力

図 4.2.3-3 外力によってファスナに発生する応力の算出

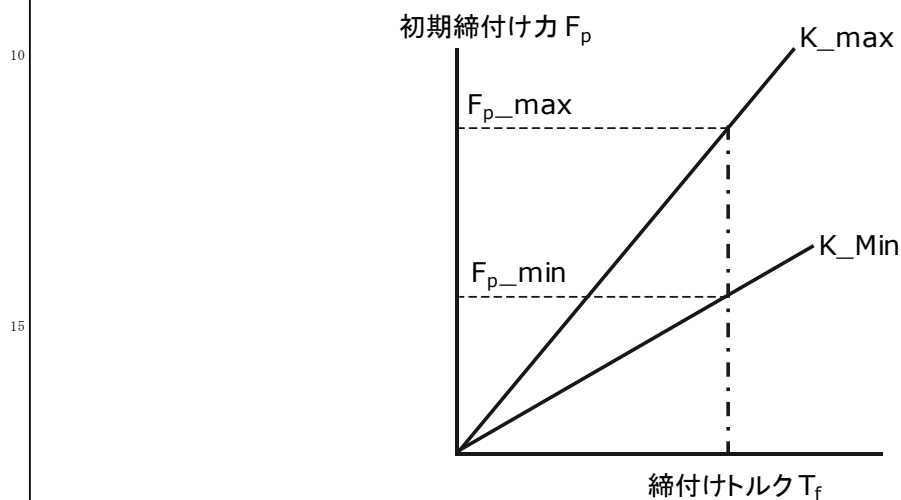
#### 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

##### 4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

##### 4.2.4 締付け力の影響因子

##### 4.2.4.1 ファスナの締付け力の計算

ファスナの締付け力の計算式を図 4.2.4.1-1 に示す(Ref. MIL HDBK 60, THREADED FASTENERS TIGHTENING TO PROPER TENSION)。締結手順はボルトを固定し、ナット回しの締付を前提とされている。ここで、各影響因子の組み合わせでKの値に差があり、下図のように締付け力 $F_p$ のばらつきを生む要因となることが知られている。



そこで、締付け力について、下記の①②を変動要因とするパラメトリックスタディを実施する。

①摩擦係数をばらつきの要因とする。

$$\mu_s = 0.15 - 0.25 \text{ (Dry)} \quad \mu_s = 0.10 - 0.18 \text{ (Lubricate)}$$

$$\mu_w = 0.15 - 0.25 \text{ (Dry)} \quad \mu_w = 0.10 - 0.18 \text{ (Lubricate)}$$

(Ref. ねじ締結の原理と設計、山本、養賢堂など)

②ゆるみによる軸力低下を考慮する。

ゆるみによる締付け力低下を考慮し、締付け力を 0 [N]とした。

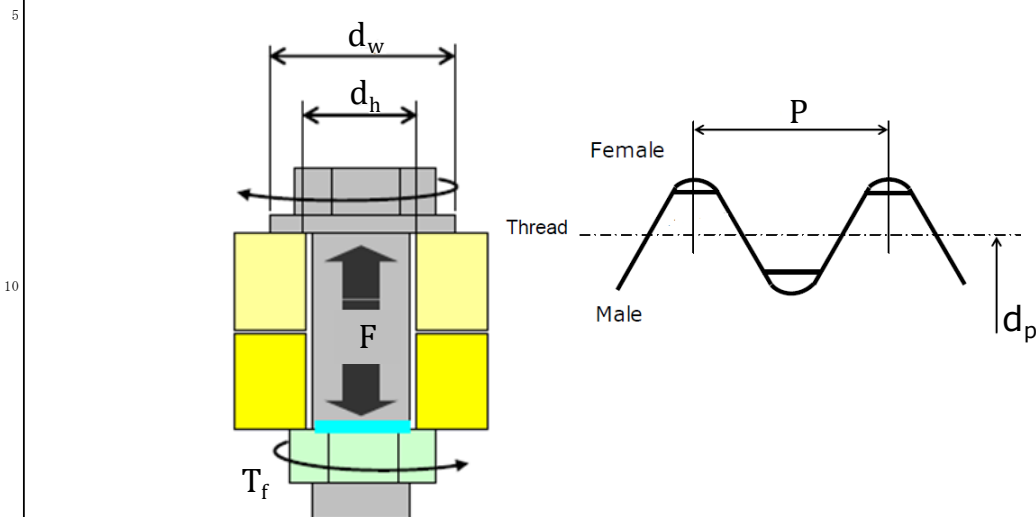
$F_p = 0$  [N] (設定するにあたっての参考計算結果を Appendix-B に示す)

4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

4.2.4 締付け力の影響因子 (続き)

4.2.4.1 ファスナの締付け力の計算 (続き)



$$F_p = \frac{T_f}{Kd} \quad d_v = \frac{2d_w^3 - d_h^3}{3d_w^2 - d_h^2}$$

$$K = \frac{1}{2d} \left( \frac{\mu_s \cdot d_p}{\cos \alpha} + \frac{P}{\pi} + \mu_w \cdot d_v \right)$$

- \$F\_p\$ : 初期締付け力 (N)
- \$T\_f\$ : 締付けトルク (N・mm)
- \$d\$ : ねじ呼び径 (mm)
- \$K\$ : トルク影響係数
- \$d\_p\$ : おねじ有効径 (mm)
- \$d\_w\$ : 座面有効径 (mm)
- \$d\_h\$ : 孔径 (mm)
- \$d\_v\$ : 等価摩擦径
- \$\mu\_s\$ : ねじ面摩擦係数
- \$\mu\_w\$ : 座面摩擦係数
- \$P\$ : ねじ山ピッチ
- \$\alpha\$ : ねじ山の半角

図 4.2.4.1-1 ファスナの締付け力の計算手順

#### 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

##### 4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

##### 4.2.4 締付け力の影響因子 (続き)

##### 4.2.4.2 パラメトリックスタディ結果

下記の条件についてのパラメトリックスタディ結果を表 4.2.4.2-1 に示す。

ケース 3-1 : 摩擦係数最小  $\mu_s = \mu_w = 0.10$  として締付け力  $F_p$  を計算(\*1) (←潤滑剤有りの場合の最小摩擦係数)

ケース 3-2 : 潤滑剤有りの場合の最大摩擦係数 (最小  $\mu_s = \mu_w = 0.18$ ) を適用して締付け力  $F_p$  を計算

ケース 3-3 : 摩擦係数最大  $\mu_s = \mu_w = 0.25$  として締付け力  $F_p$  を計算

ケース 3-4 : ゆるみによる軸力低下を考慮し、 $F_p = 0$  [N]とする。

(\*1) 計算値では  $F_p = 31,687$  [N]となるが、簡便のため、FEM 解析での  $F_p = 33,779$  [N](←6%の差)を適用した。

表 4.2.4.2-1 パラメトリックスタディ結果(締付け力の影響因子)

ケース	締付け力 [N]				平均応力 $s_m$ [ksi]	最大応力 $s_{max}$ [ksi]	応力振幅 $s_a$ [ksi]
	摩擦係数最小	潤滑材有りの場合の最大摩擦係数	摩擦係数最大	ゆるみ有り(締付け力低下)			
3-1	33,779	-	-	-	116	127	11
3-2	-	18,584	-	-	92	127	35
3-3	-	-	13,646	-	85	127	42
3-4	-	-	-	0	63	127	63

以下に、結果考察を示す。

- ・ケース 3-1 と 3-3 を比較すると、摩擦係数の差で締付け力が倍以上異なる。また、摩擦係数の変動で応力振幅に4倍の差が生じている。よって、ケース 3-1 のような締付け力が高く、応力振幅が小さい場合では、ファスナ疲労損傷が発生しないとの評価になる可能性が高い。
- ・ケース 3-2 と 3-3 を比較すると、平均応力と応力振幅に大きな差は出ていないことが分かる。
- ・摩擦係数最大の場合とゆるみ有りの場合を比較すると、以下の結果となった。

平均応力 : ゆるみのため締付け力が低下したため、約 25%低下

応力振幅 : ゆるみのため締付け力が低下したため、約 50%増加

すなわち、ケース 3-3 と 3-4 を比較すると、今回の構造仕様では、平均応力にあまり差が出ない。締付け力の評価が妥当であるとすると、ゆるみの有無が疲労損傷評価に大きな影響を与えない可能性が高いと考えられる。

YET21013

24/

#### 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

#### 4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

#### 4.2.5 荷重パスの影響因子

##### 4.2.5.1 荷重パスに係る影響因子のパラメトリックスタディへの適用

荷重パスに係る影響因子のパラメトリックスタディへの適用の考え方を図 4.2.5.1-1 に示す。パラメトリックスタディに適用する構造仕様は Single Shear の継手構造であり、図 4.2.5.1-1 の①に示すようなファスナを通る荷重パスが考えられる。更には、パラメトリックスタディで適用した高強度のボルトによる締結では、締付けトルクが大きいので、②の赤矢印で示すような被締結材の接触面を通す荷重パスが存在すると考えられる。そこで、部材間の荷重パスの有無を影響因子としてファスナ疲労損傷評価に適用することとした。

次に、部材間を伝達する荷重の考え方を図 4.2.5.1-2 を用いて説明する。ファスナにトルクをかけて締付けるとファスナに軸力  $T$  が伝わり、その反力  $T$  と被締結物間の摩擦係数  $\mu$  をかけたものが摩擦抵抗力  $T\mu$  となる。この抵抗力を接触面全体で伝達する荷重とみなす。また、摩擦係数  $\mu$  は一般に表面の粗さで決まる。

4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

4.2.5 荷重パスの影響因子 (続き)

4.2.5.1 荷重パスに係る影響因子のパラメトリックスタディへの適用 (続き)

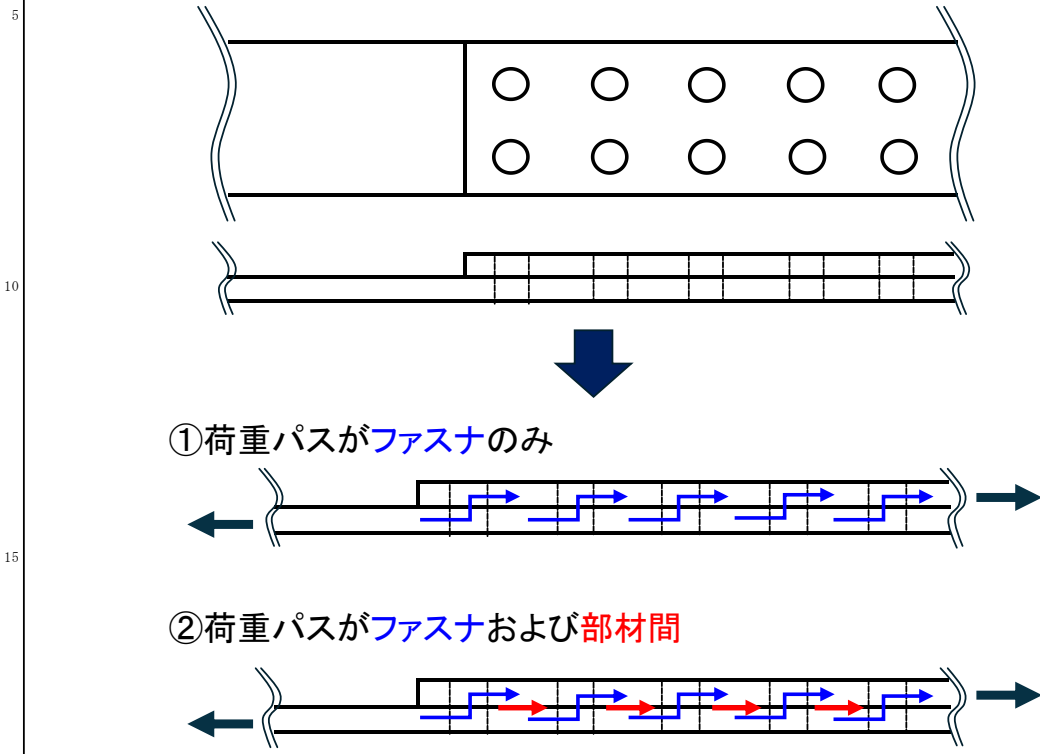


図 4.2.5.1-1 継手構造の荷重パス

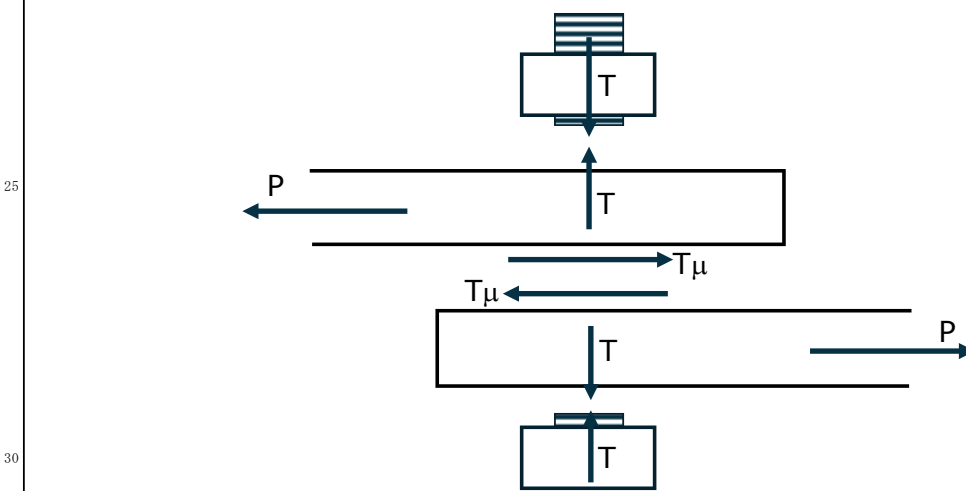


図 4.2.5.1-2 部材間を伝達する荷重量の考え方

YET21013

26 /

## 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

## 4.2 ファスナ疲労損傷の中間事象のパラメトリックスタディ (続き)

## 4.2.5 荷重パスの影響因子 (続き)

## 4.2.5.2 パラメトリックスタディ結果

パラメトリックスタディ結果を表 4.2.5.2-1 に示す。ここでは、被締結部材間の摩擦係数を下記の通り変化させた。

$$\mu = 0.15 \sim 0.25$$

また、摩擦接合の場合は  $\mu = 0.45$  以上とされている。

以上より、下記の条件について計算した結果を示す。

ケース 4-1 :  $\mu = 0.15$

ケース 4-2 :  $\mu = 0.25$

ケース 4-3 :  $\mu = 0.45$

ケース 4-3 : 部材間荷重パス無し

また、応力振幅が大きいほうが荷重パスの影響が出やすくなると考え、4.2.4.2より、ケース 3-3 の条件を適用した。

各応力値については、簡便に、部材間を伝達する荷重を減じたファスナ荷重値と元の荷重値の比を用いて  $S_b$  を補正して計算した。

表 4.2.5.2-1 パラメトリックスタディ結果(荷重パスの影響因子)

ケース	締付け力 [N] (摩擦係数最大)	部材間をパスする荷重値 [N]				平均応力 $s_m$ [ksi]	最大応力 $s_{max}$ [ksi]	応力振幅 $s_a$ [ksi]
		摩擦係数最小(被締結部材間)	摩擦係数最大(被締結部材間)	摩擦接合の摩擦係数	荷重パス無し			
4-1	13,646	2,047	-	-	-	79	115	36
4-2	13,646	-	3,412	-	-	75	107	32
4-3	13,646	-	-	6,141	-	67	92	25
3-2	13,646	-	-	-	0	85	127	42

以下に結果の考察を記す。

・部材間に特別な処置を施さないケース 4-2 と 3-2 を比較すると、部材間をパスする荷重値の差による最大応力の差はおよそ 15%である。よって、適用する疲労強度許容値にもよるが、疲労損傷強度評価への影響は大きくない可能性が高い。

・ケース 4-3 と 3-2 を比較すると、特に最大応力の低減が顕著であり、疲労損傷寿命を延ばす影響をもたらす可能性が高い。



4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

4.3 ファスナ疲労損傷パラメトリックスタディまとめ

締付け力と部材間荷重パスのパラメトリックスタディ結果をまとめて図 4.3-1 に示す。また、結果に対する考察を以下に示す。

- ・疲労に重大な影響を与える応力振幅については、締付け力の影響がより大きいことが分かる。よって、締付け力が疲労強度に影響を与える可能性が高いと考えられる。
- ・最大応力については、締付け力は影響しないが、部材間荷重パスは影響因子となり、その値を減少させる。特に、意図的に摩擦係数を上げる摩擦接合では、損傷強度を向上させる効果が高いと考えられる。

ケース	締付け力 [N]				部材間をパスする荷重値 [N]			平均応力 $s_m$ [ksi]	最大応力 $s_{max}$ [ksi]	応力振幅 $s_a$ [ksi]
	摩擦係数最小	潤滑材有りの場合の最大摩擦係数	摩擦係数最大	ゆるみ有り (締付け力低下)	摩擦係数最小 (被締結部材間)	摩擦係数最大 (被締結部材間)	摩擦接合の摩擦係数			
3-1	33,779	-	-	-	-	-	-	116	127	11
3-2	-	18,584	-	-	-	-	-	92	127	35
3-3	-	-	13,646	-	-	-	-	85	127	42
3-4	-	-	-	0	-	-	-	63	127	63
4-1	-	-	13,646	-	2,047	-	-	79	115	36
4-2	-	-	13,646	-	-	3,412	-	75	107	32
4-3	-	-	13,646	-	-	-	6,141	67	92	25

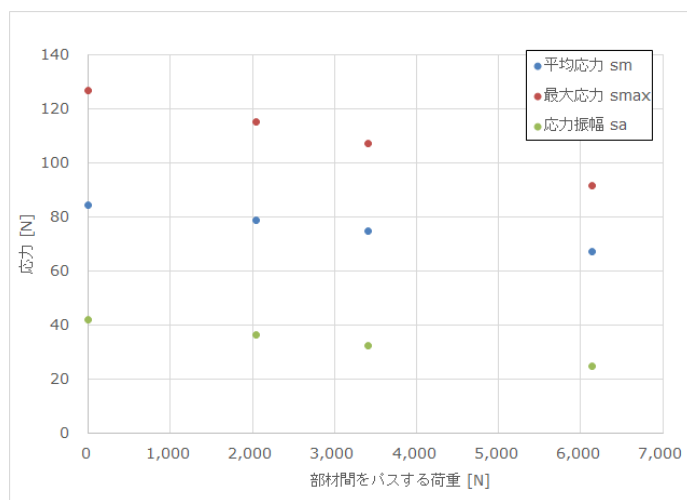
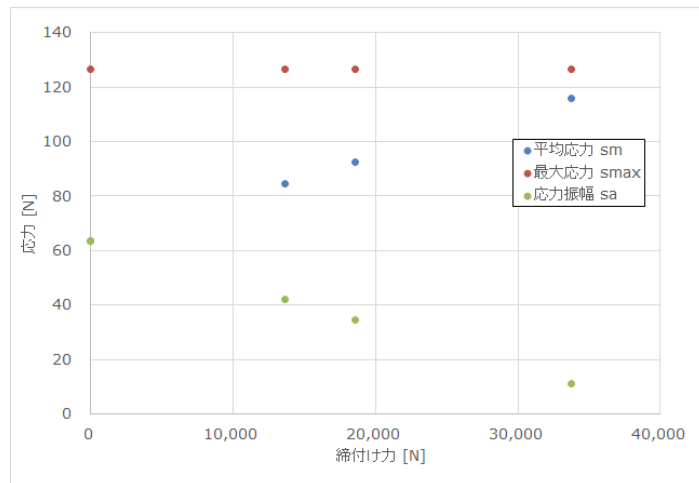


図 4.3-1 ファスナ損傷疲労パラメトリックスタディまとめ — 締付け力と部材間荷重パスの影響

YET21013

28 /

#### 4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

##### 4.3 ファスナ疲労損傷パラメトリックスタディまとめ (続き)

次に、各ケースの結果をS-Nカーブにプロットし、ファスナ疲労損傷評価を実施した。結果を図4.3-2に示す。許容値は、一般に低サイクル疲労と判断される10,000サイクル数のデータを有するS-Nカーブを適用した。ファスナ疲労損傷評価結果を以下に示す。

3-1: 該当するデータはないが、応力振幅は小さいので疲労損傷は発生しないと考えられる。

3-2, 3-3: 約10,000サイクルで損傷発生。破壊モードは低サイクル疲労になると考えられる。

3-4:

- ・mean stress 70.0のデータの場合、約10,000サイクルで損傷発生。破壊モードは低サイクル疲労になると考えられる。

- ・mean stress 47.0のデータの場合、約4,000サイクルで損傷発生。破壊モードは低サイクル疲労になると考えられる。

4-1: 約40,000サイクルで損傷発生。

4-2: 約200,000サイクルで損傷発生。

4-3: mean stress 70.0のデータで判断すると、疲労損傷は発生しないとの結果。

考察を下記に記す。

- ・摩擦力最小の場合(3-1)は締付け力目安の降伏応力60~70%を超える。よって、一般的な締付け力の設計指針を考えると、摩擦係数が大きい方がより実事象に近い可能性が高いと考える。摩擦係数が高い可能性として、被締結材の表面粗さ等の影響が考えられる。一方、初期締付け力の評価式は出頭ボルトのものであり、皿頭ボルトの初期締付け力を精度よく評価出来ていない可能性が考えられる。このことから、初期締付け力の高精度の評価法を開発する必要があると考える。

- ・3-4では、ファスナのゆるみを想定し、その影響を締付け力を0として考慮したが、ファスナのゆるみが疲労強度にどのような影響を与えるかを確認する必要があると考える。例えば、皿頭ファスナを用いたゆるみ試験を実施して、疲労強度への影響を調査し、影響因子としてのゆるみの評価の妥当性の検証が必要と考える。もしくは、幾つかの研究報告がある、FEM解析によるゆるみのシミュレーションが必要と考える。

- ・4-1, 4-2, 4-3では、部材接触面からの荷重パスを考慮し、ファスナ荷重を減少させた。実際には、ファスナの締付け力が大きく、部材間の荷重伝達が起きている可能性が高いが、その荷重伝達量には個体差があると考えられる。また、4-3のような摩擦接合( $\mu=0.45$ 以上)や、接着複合材継手ではより大きな部材間荷重伝達を期待でき、ファスナの疲労寿命のみならずファスナ孔の疲労強度も向上させる。このことから、部材間荷重パスの適切な評価法の開発が重要と考える。

4 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討 (続き)

4.3 ファスナ疲労損傷パラメトリックスタディまとめ (続き)

ケース	締付力 [N]				部材間をパスする荷重値 [N]			平均応力 $s_m$ [ksi]	最大応力 $s_{max}$ [ksi]	応力振幅 $s_a$ [ksi]	疲労損傷 サイクル数
	摩擦係数 最小	潤滑材有りの場合の最大摩擦係数	摩擦係数 最大	ゆるみ有り (締付力低下)	摩擦係数最小 (被締結部材間)	摩擦係数最大 (被締結部材間)	摩擦接合の摩擦係数				
3-1	33,779	-	-	-	-	-	-	116	127	11	-
3-2	-	18,584	-	-	-	-	-	92	127	35	10,000
3-3	-	-	13,646	-	-	-	-	85	127	42	10,000
3-4	-	-	-	0	-	-	-	63	127	63	4,000 or 10,000
4-1	-	-	13,646	-	2,047	-	-	79	115	36	40,000
4-2	-	-	13,646	-	-	3,412	-	75	107	32	200,000
4-3	-	-	13,646	-	-	-	6,141	67	92	25	-

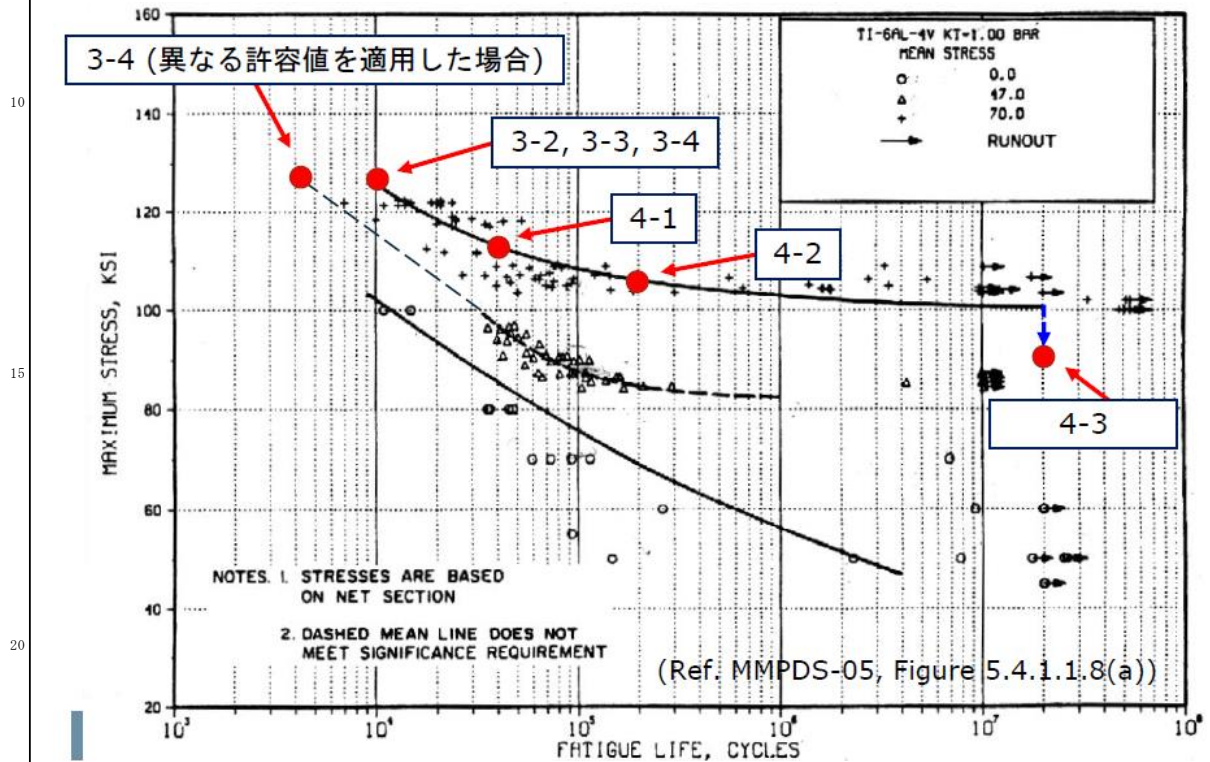


図 4.3-2 ファスナ損傷疲労パラメトリックスタディまとめ

YET21013

30 /

## 5 まとめ

### (1) ファスナ疲労損傷に影響する因子の調査

公知文献や実機設計、実機組立に携わることで得た知見・経験をもとに、ファスナ疲労損傷評価に関する影響因子を網羅的に挙げ、更にその関係性を加味した特性要因図にまとめて示した。この影響因子の洗い出しの段階では、重要性や優先度については考慮しないようにした。

次に、特性要因図で示した影響因子について、網羅的に挙げた設計パラメータと各影響因子との対応を示し、影響因子の中でも更に重要と考えられる影響因子を選定した。また、選定に当たっては、一般的な航空機の疲労強度試験等で散見されるファスナ損傷事例に関連する影響因子であるかも選定の理由として加味した。

### (2) 重要因子がファスナ疲労損傷に及ぼす影響の解析的検討

ファスナ疲労損傷の重要影響因子を使ったパラメトリックスタディを実施した。パラメトリックスタディの遂行に当たっては、FEM の結果や手計算を適用する簡便なファスナの応力値の評価方法を示した。また、影響因子を単独で適用した場合や組み合わせて適用した場合など、複数のケースの解析結果を示し、各因子が応力値や損傷寿命に与える影響を定量的に示した。更に、どの影響因子がより影響を与えるかなどの考察を加えた。

YET21013

31 /

5  
10  
15  
20  
25  
30

# Appendix-A

## ファスナ FEM 検討

YET21013

32 /

## Appendix-A

FEM 解析の概要について記す。

・FEM モデル概要

5

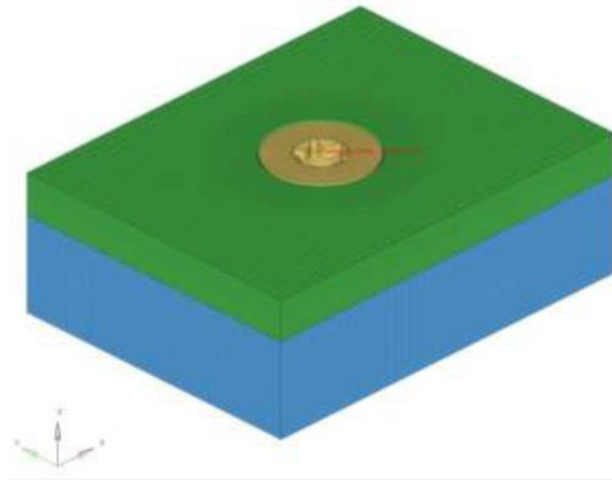
10

15

20

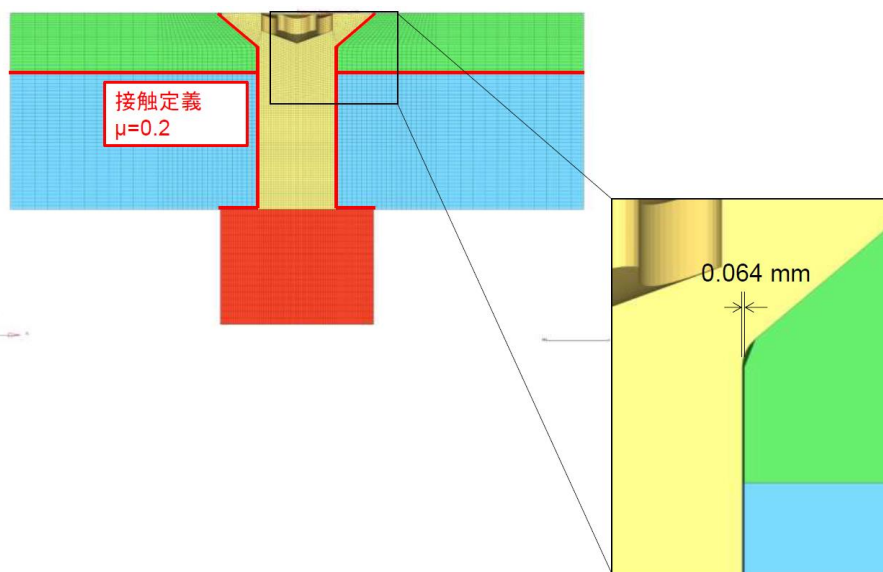
25

30



\*Material, name=AL7050-T7451PLT  
\*Elastic  
71018.5, 0.33

\*Material, name=TI-6AL-4V  
\*Elastic  
116525, 0.31  
\*Plastic  
1034., 0.  
1103., 0.1



隙間の設定については、一般的な設計仕様の組み合わせを考慮して、0.064 [mm]とした。

YET21013

33 /

## Appendix-A (続き)

## ・荷重条件

Case ID	4
Fastener Type	1201MAS-8
Material	Ti(弾塑性)
Pre-tension Load	33779 N
Bearing Load	14800 N

5

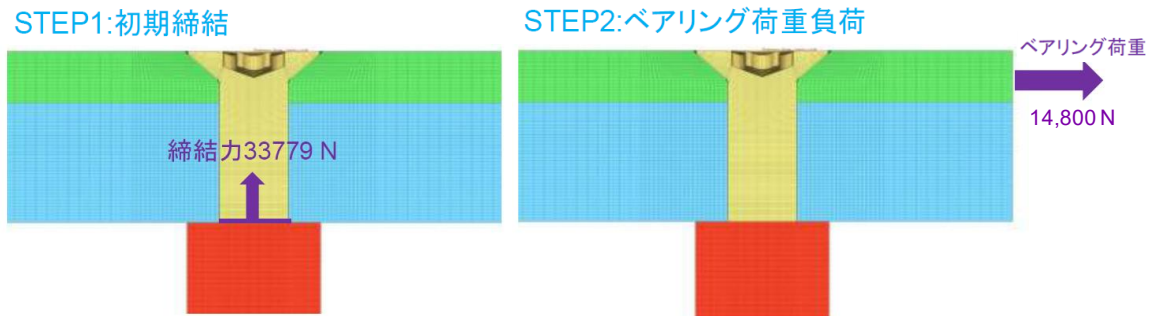
10

15

20

25

30



YET21013

34/

## Appendix-B

### ファスナゆるみ発生時の締付け力設定に係る

### 参考計算結果



Appendix-B

ファスナゆるみ発生時の締付け力設定に係る参考計算結果について示す。

・ゆるみ発生時の締付け力の低下に関する検討結果について示す。

ボルトをはりとみなすと、荷重作用点におけるボルト軸のたわみ $\Delta$ は軸直角方向荷重 $F_r$ および反力モーメント $M_n$ に用いて次式ようになる(Ref: ねじ締結の原理と設計、山本、養賢堂)。

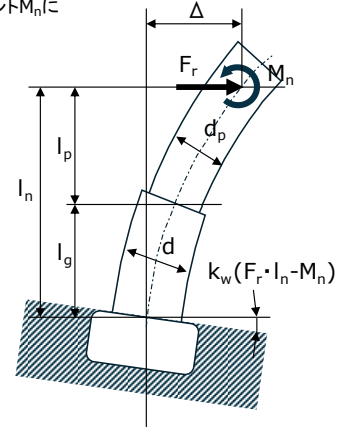
$$\Delta = F_r \left( \frac{l_g^3}{3EI_g} + \frac{l_p^3}{3EI_p} + \frac{l_g l_p l_n}{EI_g} + k_w l_n^2 \right) - M_n \left( \frac{l_g^2}{2EI_g} + \frac{l_p^2}{2EI_p} + \frac{l_p l_g}{EI_g} + k_w l_n \right) \quad \text{①}$$

また、限界すべり量 $S_{cr}$ のとすると、たわみ $\Delta$ との関係は次式ようになる。

$$S_{cr} = 2\Delta \quad \text{②}$$

軸直角方向往復すべりによるねじの回転ゆるみに関して、ねじ部にかかる締付け力を $F_s$ とすると、限界すべり量 $S_{cr}$ は次式ようになる。ここで、締結を保持できる限界相対すべり量 $S_{cr}$ は、ボルトの曲げ剛性とボルト頭部の傾き係数に支配される。

$$S_{cr} = 2F_p \left\{ \mu_w \left( \frac{l_g^3}{3EI_g} + \frac{l_p^3}{3EI_p} + \frac{l_g l_p l_n}{EI_g} + k_w l_n^2 \right) - \frac{m}{4} \cdot \frac{\mu_s}{\cos^2 \alpha} \left( \frac{l_g^2}{2EI_g} + \frac{l_p^2}{2EI_p} + \frac{l_p l_g}{EI_g} + k_w l_n \right) \right\} \quad \text{③}$$

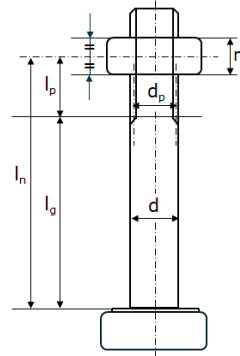


・ゆるみにより低下した締付け力の解析手順を示す。

- ✓ 外部荷重負荷時にゆるみが生じたと考える。よって、ゆるみ発生時の軸直角方向荷重 $F_r$ と反力モーメント $M_n$ は、外部荷重負荷時の直角方向荷重と反力モーメントに等しいとする。
- ✓ 外部荷重から軸直角方向荷重と反力モーメントを計算し、式①～③を用いて、ゆるみ発生時の締付け力 $F_p$ を計算する。この締付け力をゆるみ発生により低下した後の締付け力とみなす。

ここで、

- $F_s$ : ボルト軸力
- $F_r$ : 軸直角力
- $M_n$ : モーメント
- $l_g$ : おねじ部品の円筒部長さ
- $l_p$ : ボルト円筒部とねじ部との境界からナットはめあい部の中央位置までの距離
- $l_n$ : ボルト頭座面からナットはめあい部中央位置までの距離
- $I_g$ : 直径 $d$ なる円筒部の断面二次モーメント
- $I_p$ : 直径 $d_p$ なる円筒部でおきかえたねじ部の断面二次モーメント
- $\mu_w$ : ナット座面摩擦係数
- $\mu_s$ : ねじ面の摩擦係数
- $\alpha$ : ねじ山の半角
- $k_w$ : 傾き係数
- $d$ : おねじの呼び径
- $d_p$ : おねじの有効径
- $m$ : ナットの高さ



・傾き係数 $k_w$ については次式を適用した。

$$k_w = 0.168 \left( \frac{1}{d} \right)^3$$

傾き係数 $k_w$ について、種々の提案がなされている。例えば、賀勢らは回転ゆるみ試験から得た定数 $1.61 \times 10^{-4}$ を提案している(Ref. 吉本勇編, ねじ締結設計のポイント, 日本規格協会, (1992))。しかし、あらゆるボルト寸法に対して適用できるかどうかは明らかにされていない。また、中村らは、3種類のボルト寸法、および3種類の被締結物材に対してFEM解析を行い、上式のように定式化している。(Ref. 中村真行, 服部敏雄, 辻本静夫, 梅木 健, “軸直角方向の往復荷重が作用するボルトの回転ゆるみ限界評価”, 機論C, 67, 2976(2001))。ここでは、より汎用性が高いと考えられる中村らの式を適用することとした。

・ゆるみ発生により低下した後の締付け力 $F_p$ の計算結果を示す。軸方向直角力 $F_r$ およびモーメント $M_n$ については下記の通りとした。4.2.3で示した式で計算される。

$$F_r = 0 \text{ [N]} \quad \rightarrow \quad F_p = 2,078 \text{ [N]} \quad (\text{パラメトリックスタディでの初期締付け力} 33,779 \text{ [N]の約} 6\%)$$

$$M_n = M_0$$

宇宙航空研究開発機構契約報告 JAXA-CR-21-001

JAXA Contract Report

航空機ファスナの疲労損傷に影響を与える因子

Factors affecting fatigue damage of airframe fasteners

---

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

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

発行日 2021年11月26日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

---

