

委26-1

国際宇宙ステーションの日本の実験棟  
(JEM) の安全設計について(報告)

平成11年7月7日

宇宙開発委員会安全評価部会

## はじめに

宇宙開発委員会においては、国際宇宙ステーション（ＩＳＳ）の日本の実験棟（ＪＥＭ）の安全確保を図るため、平成４年６月に「宇宙ステーション計画の安全に関する調査審議について」を決定し、安全評価部会に調査審議を付託した。

当部会では、ＪＥＭの安全確保のために考慮すべき事項について調査審議を行い、「宇宙ステーション取付型実験モジュール（ＪＥＭ）に係る安全評価のための基本指針」を取りまとめ、平成８年４月に同委員会に報告した。

今般、「民生用国際宇宙基地のための協力に関するカナダ政府、欧州宇宙機関の加盟国政府、日本国政府、ロシア連邦政府及びアメリカ合衆国政府の間の協定」（ＩＧＡ）及び「民生用国際宇宙基地のための協力に関する日本国政府とアメリカ合衆国航空宇宙局との間の了解覚書」（ＭＯＵ）に基づくＪＥＭの詳細設計に関する宇宙開発事業団（ＮＡＳＤＡ）及び米国航空宇宙局（ＮＡＳＡ）における安全審査が終了したことから、平成11年4月より、ＮＡＳＤＡ筑波宇宙センターにおいてＪＥＭのエンジニアリングモデル（ＥＭ）視察を行うとともに、同指針に基づきＪＥＭの安全設計について調査審議を行ってきたが、その結果を取りまとめたので報告する。

今後は、ＪＥＭ開発終了段階において、ハザード制御の実効性についてＮＡＳＤＡから報告を受け、ＪＥＭの安全確保についての確認を行うこととする。

## 一 目 次

1. 基本的考え方	1
(1) 安全確保の対象	1
(2) 安全確保の方法	1
ア ハザードの識別	1
イ ハザードの除去・制御	1
ウ 残存ハザードのリスク評価	1
2. 宇宙環境対策	2
(1) 自然環境からの保護	2
ア メテオロイド・スペースデブリ	2
イ 宇宙放射線	3
ウ 高真空、微小重力等	4
(2) 誘導環境からの保護	5
ア 打上げ時の誘導環境	5
イ 軌道上の誘導環境	5
(3) 軌道上環境等の保全	7
3. 構造	8
(1) 設計	8
ア 構造設計	8
イ 圧力容器の設計	8
(2) 剛性・強度	9
ア 剛性	9
イ 静荷重強度	9
ウ 疲労強度	9
(3) 構成材料	10
ア 可燃性・ガス発生に対する考慮	10
イ 破壊靭性に対する考慮	10
ウ その他の材料特性	10
4. 安全性・信頼性等	11
(1) 安全性	11
ア ハザードの被害度合いとフォールトトレランス数	11
イ 冗長設計とインヒビット設計	11
(2) 信頼性	11
ア システムの独立性	12
イ 故障検知	12
ウ 自律性の確保、自動機能に対するオーバーライド	12
(3) 保全性	13
ア 機能中断の防止	13
イ 危険防止	13
(4) 品質保証	14

<b>5. 人間・機械インターフェース設計</b>	15
(1) 搭乗員の保護	15
ア 外傷の防止	15
イ 火傷の防止	15
ウ 感電の防止	15
エ 作業等の安全性	16
(2) 誤操作等の防止	16
ア 自動化	16
イ 内部装飾	16
ウ 機器の操作手順	16
エ 視野等	17
(3) 共通化	17
<b>6. 緊急対策</b>	18
(1) 緊急警報	18
ア 火災	18
イ 減圧	18
ウ 汚染	18
(2) アクセス	19
ア 非常設備、防護具	19
イ 安全上重要な手順書	19
ウ 通路	19
(3) 減圧・再加圧	19
<b>7. 安全確保体制</b>	20
<b>8. N A S D A の J E M の安全対策に対する所見</b>	21
(参考1) 宇宙ステーション計画の安全に関する調査審議について	76
(参考2) 宇宙開発委員会安全評価部会構成員	77
(参考3) 安全審議プロセス、I G A ・ M O U (抜粋)	78
(参考4) スペースデブリ問題：最近の動向	81
(参考5) 宇宙放射線とその生体影響	91
(参考6) 宇宙放射線被曝管理分科会中間報告	119

## 1. 基本的考え方

### (1) 安全確保の対象

JEMにおいては、以下に述べるとおり、直接搭乗員に被害を与えるハザード（事故をもたらす要因が顕在又は潜在する状態）及び安全に関わるシステムに被害を与えることにより間接的に搭乗員に被害を与えるハザードが考慮され、搭乗員の死傷を未然に防止するための安全確保が図られている。

### (2) 安全確保の方法

JEMにおいては、有人活動の特殊性を配慮して安全設計を行うことを基本的考え方とし、次のとおり、ハザードを識別し、優先順位に従い、ハザードの制御、残存ハザードのリスク評価が行われている。

#### ア ハザードの識別

対象となるシステム及びその運用について、ハードウェア、ソフトウェア、運用・誤動作等のヒューマンエラー、インターフェース、環境条件等を考慮して、予測可能なすべてのハザード及びその原因が故障の木解析（FTA）・故障モード影響解析（FMEA）を活用した安全解析により識別されている。

#### イ ハザードの除去・制御

ハザードについては可能な限り除去するが、困難な場合には、①リスク低減設計、②安全装置、③警報・非常設備等、④運用手順、⑤保全の優先順位でハザードの制御が行われる。

設定されたハザード制御の有効性は、①試験、②解析、③検査、④デモンストレーションのいずれか、あるいは組み合わせによって確認される。

#### ウ 残存ハザードのリスク評価

残存ハザードのリスクは、被害の度合い（表-1）及び発生頻度（表-2）のマトリクス（図-1）で評価され、十分低いレベルに制御されていることが確認される。

## 2. 宇宙環境対策

JEMは、宇宙における自然環境並びに打上げ時及び軌道上における誘導環境から搭乗員及び安全に関するシステムを保護するため、以下の対策が講じられている。

### (1) 自然環境からの保護

#### ア メテオロイド、スペースデブリ

メテオロイド（流星物質）、スペースデブリ（宇宙機システムから発生する人工物体）（図-2、図-3及び図-4、以下「デブリ」という。）の衝突により、JEMの安全に関わるシステムが損傷し、搭乗員が危険な状態とならないよう、次のとおり可能な限りの防御対策がとられている（図-5）（注）。

（注）ISSでは、安全上重要な与圧モジュールの構造については、全体で配慮する必要があるので、デブリ衝突時にモジュール壁を貫通しない確率（非貫通確率：P NP、Probability of No Penetration）が規定されており、JEMの与圧部と補給部与圧区とを合わせたP NP要求値は、0.9738／10年となっている。

#### ①直徑1cm以下のデブリ

スタッフィング入りバンパ（米国NASAで提案されたセラミック材／炭素複合材料（Nextel/Kevlar）からなるスタッフィング（充填材）を外側バンパと与圧壁の間に設置したバンパ）による貫通防御対策が実施されている（図-6、図-7及び図-8）。

#### ②直徑10cm以上のデブリ

事前に地上観測結果を使用して、デブリの存在・軌道要素を把握し、衝突の危険性がある場合は、ISSの軌道制御により衝突回避する。

#### ③直徑1～10cmのデブリ

衝突により与圧モジュールをデブリが貫通した場合、搭乗員は隣のステーション本体側モジュールに退避しハッチを閉めることとしている。デブリ貫通による与圧モジュール損傷直徑とステーションの与圧モジュール全体の減圧時間

の関係は、図-9に示すとおりである。

なお、現在、直径10cm以下のデブリについても認識できるよう、地上観測能力の向上、データベース充実に向けて努力がなされており、ISS/JEM運用までに、国際的協力の下、デブリによる搭乗員の危険を低下させることができ期待されている（参考4参照）。

#### イ 宇宙放射線（図-10）

ISSが運用される高度約400km、軌道傾斜角51.6度の軌道においては、機器及び搭乗員は、太陽系外から飛来し鉄等の重粒子成分を含む銀河宇宙線、太陽フレアで発生する太陽放射線、地球磁気圏に定常的に捕捉されている捕捉放射線により被ばくする。

このため、JEMの安全に関わる機器については、これらの放射線による誤動作、故障及び性能劣化を生じないよう、耐放射線部品、放射線シールド、ソフトウェア改善（エラー検出訂正等）等、可能な限りの対策を講じ、JEMとしての耐放射線性が評価・確認されている。

また、与圧モジュール内の搭乗員については、ISSでは造血器官（深さ5cmの線量当量）に対する被ばくが年間400mSv(40rem)を越えないことが設計要求とされている。

JEMの与圧部・補給部与圧区は、外壁にアルミを使用し、外壁の外側にはアルミ製のデブリシールド、多層断熱材が設置され、また、与圧部内の外壁内側には機器を搭載したラック、艤装品が設置され、放射線の遮蔽に寄与している。

これらの対策により、与圧部・補給部与圧区内の搭乗員に対する被ばく量は、ISS設計要求値内に抑えられることが解析により確認されている（表-3）。

なお、運用に当たっては、太陽フレア等の突発的な現象に備え、太陽活動の観測やISS船内・船外における宇宙放射線計測を実施し、搭乗員の被ばく量を定常的に把握する計画となっている。

さらに、搭乗員個人の被ばく量を計測・記録し、宇宙放射線被ばくのリスクを耐容・容認可能なレベルに保つため、搭乗期間及び船外活動（EVA）の期間を適切に管理することにより、生涯に受ける総被ばく量及び一定期間内に受ける臓器・組織の被ばく量を制限する計画となっている。

今後は、銀河宇宙線に含まれる鉄等重粒子イオン被ばくや、その外壁等におけるフラグメンテーション等による2次放射線被ばくの影響、人体内の臓器毎の線量の評価方法等についても研究が進められる予定となっている（参考5及び参考6参照）。

## ウ 高真空、微小重力等

### ①高真空

与圧部・補給部与圧区は、搭乗員が高真空の環境に曝されないよう、ISS本体側の全圧制御による内部圧力を維持する設計となっている。

曝露環境に設置される機器は、高真空に曝されるため、地上との気圧環境の差異を考慮した設計とされており、環境試験により高真空下での耐環境性が確認されている。（減圧・再加圧については、6（3）参照。）

### ②微小重力

微小重力下での、物体の浮遊による搭乗員への衝突や挟み込みを防止するため、JEMに持ち込まれ又は取り外される機器は、仮置き時に拘束器具が取付け可能で（図-11）、搭乗員による取り扱いの作業手順が適切に設定されている。

また、微小重力下で搭乗員が作業を行う場合には、自身の足を固定できるよう、適切な箇所に足部固定具が設置可能となっている（図-12）。

### ③プラズマ

軌道上の太陽光線、高速荷電粒子の衝突により発生するプラズマは、機器を帶電させ、機器の性能劣化・故障を引き起こすおそれがあるため、機器・構造物・熱制御材等に対し電気的接地の確保・帶電防止が行われている。

### ④高温・低温

搭乗員が地上に比べて厳しい軌道上の熱環境に曝されないよう、与圧部・補給部与圧区の内部では、JEMの環境制御機能（図-13）により、搭乗員が軽装で活動できる温度環境が提供される。

また、軌道上の熱環境により、機器の性能劣化・故障が生じないよう、打上げから全運用範囲にわたって、各機器の温度を許容温度範囲に保つため、多層断熱材による保温、冷却ループによる冷却、ヒータによる加熱等の対策が講じられている。

## ⑤酸素原子

紫外線により解離生成される酸素原子は、有機材料・金属の表面の材料特性を変化させるため、影響を受ける部分に対しては、適切な材料の選定、表面処理、多層断熱材等による防護対策が講じられている。

(電磁波については、(2)イ③(ウ)参照)

## (2) 誘導環境からの保護

### ア 打上げ時の誘導環境

JEMの構造・機器は、打上げ時の誘導環境に基づいてスペースシャトル内のJEMの搭載位置に応じた振動・加速度・音響・圧力等の諸条件に対して、構造破壊・劣化等を起こさないよう設計マージンが確保されている。

### イ 軌道上の誘導環境

#### ①霧囲気空気(図-13及び図-14)

##### (ア) 酸素等の濃度

JEM内循環空気は、通常時、JEMと隣接するモジュール間に設置されたファンでの通風換気によりISS本体に送られ、ISS本体側で酸素分圧の制御、二酸化炭素・一酸化炭素等の除去が行われる。

これらの成分の監視は、ISS本体において行われ、二酸化炭素・酸素分圧の異常等が検知された場合、ISS内に警告・警報が発せられ、JEM内の搭乗員にも知らされる。

JEMにおいては、与圧部では供給側と排出側に各々1つのファンを設置しており、片側が停止してもJEMと隣接するモジュール間の通風換気が可能な設計となっている。補給部与圧区では1つの循環ファンで与圧部と通風換気しており、ファン停止時には与圧部に退避する。

なお、与圧部・補給部与圧区のファンの故障は検知することができ、ファンの停止等により搭乗員に危険が及ぶ場合は、隣接するモジュールに退避する。

##### (イ) 気圧

軌道上運用でISSの内圧は1気圧に維持され、平常時はISS本体から通風換気によりJEMに空気が送られ、JEM内の圧力及び空気成分が制御される。

通常運用時、JEMとISS本体を隔てるハッチは開放されており、JEM内の急激な減圧はISS本体で検知され、JEM内に警告・警報される。

#### (ウ) 温度、湿度

JEMの温湿度は、独立した2台の空気調和装置によって制御され、1台が停止しても、他の1台の運転により、温度・湿度を基準内に制御できる設計である（与圧部内で温度18.3～26.7°C、湿度25～70%の範囲で設定可能、図-15）。

#### (エ) 気流等

JEM内の搭乗員が滞在するキャビン内では、微小重力下において特定の場所に気体の滞留が生じないよう、ファン容量・回転数・ディフューザ仕様（形状・吹き出し面積・方向・絞り量等）を最適化して人工的に適切な空気流を発生させる。

なお、微粒子・微生物は、空気調和装置組み込みのフィルタ機能により、除去される。

### ②汚染（図-16）

#### (ア) 有害物質の放出防止

JEMにおいては、ISS計画で規定された選定基準に従って使用する材料が選定されており、有毒・危険な化学物質・材料は使用されていない。

構造・内装・搭載機器等に使用される非金属からのオフガスについては、製造・試験段階で必要に応じて部品・機器・ラックレベルで、真空環境下での加熱によるガス抜きが行われ、オフガス発生量をISSで設定される基準レベル内に抑える。

#### (イ) 制御

ISS内では、搭乗員・実験動物からアンモニア等の代謝生成物が放出されるため、ISS本体において搭乗員に影響を与えることが想定される放出物質の監視・警報発出・制御が行われる。

JEMの与圧部内で汚染が発生し、緊急処置が必要となった場合、搭乗員は隣接するモジュールに避難し、ハッチを閉じる。

汚染をISS本体側で除去できない場合には、与圧部内の空気を宇宙空間へ排出して汚染物質を除去する（（3）軌道上環境の保全、6（1）ウ汚染参照）。

### ③振動、音響、電磁波

#### （ア）振動

JEMシステムの冷却水用ポンプ・真空排気用ポンプ・空調用ファン等の各種回転機器から発生する振動は、微小重力実験に影響を及ぼさないよう抑制されているため、人体・搭載機器に影響を与えるレベルではない。

ISSでは、スペースシャトルのドッキング、ISSの軌道変更等から加速度が生じるが、打上げ時の振動環境に比べて小さく、搭乗員・JEM・搭載機器に影響を与えないと考えられる（図-17）。

#### （イ）音響

振動と同様に、真空排気用ポンプ・空調用ファン等の各種回転機器、空調ダクト、バルブ、ノズルから音響が発生するが、ISS計画では、搭乗員に快適な環境を提供できるよう、騒音に対する設計基準が設定され（図-18）、JEMにもこれを適用している。

#### （ウ）電磁波

ISSの各機器、地上レーダ、スペースシャトル、人工衛星等から電磁波が発生するが、ISS計画では、電磁干渉によって機器に誤動作等を引き起こさないよう、電磁波を生じる側と受ける側の双方に対して規定が設けられている。

JEMにもこの規定が適用され、機器レベルからシステム全体にわたって、試験により電磁適合性（EMC）が確認される。

### （3）軌道上環境等の保全

スペースデブリの発生はISSに対するハザードとなるため、JEMは、構成要素・軌道上交換ユニット等の機器を不意に放出せず、固体の廃棄物及び短期間に気化しない液体の廃棄物を軌道上に投棄しないよう設計されている。

### 3. 構造

搭乗員・搭載機器を宇宙環境から保護し、安全に支持するため、JEMの構造には、以下のような対策が講じられている。

#### (1) 設計(図-19)

##### ア 構造設計

###### ①飛行荷重

打上げ・軌道上・帰還・着陸等の定常運用における全ての荷重モードに対し十分な剛性・静強度・疲労強度を持つよう設計され、その結果は解析及び強度試験によって検証され、十分な安全性を持つことが確認されている(表-4、表-5及び図-20)。

###### ②構造損傷

搭乗員の過失等の不測の原因によりJEMの構成機器・パネル等に構造損傷が生じた場合にも、JEM・搭乗員が直ちに危険な状態に陥ることのないよう、残りの構造で制限荷重まで耐える設計となっている。

##### イ 圧力容器の設計

与圧部・補給部と圧区構造を含む圧力容器は、破裂の危険性に対し十分な安全性を確保するため、次の対応が取られている。

###### ①最大設計圧力(MDP: Maximum Design Pressure)

JEMは、MDP(ガスの漏洩、圧力リリーフ機能損失等、圧力上昇の原因として考えられる故障が2重に発生した時の最大の圧力)に安全率を掛けた圧力に対し、必要十分な強度を持たせた設計とされている。(安全率については(2)剛性・強度参照。)

###### ②リークビフォアラプチャ

破壊靭性値の高い材料と運用圧力における適切な応力を選ぶことにより、リークビフォアラプチャ設計(容器に許容値を超える長さの亀裂が発生した場合でも、亀裂が貫通してリークが発生することで圧力を下げ、破裂を起こさない設計)としている(図-21)。

## (2) 剛性・強度

### ア 剛性

#### ①有害な変形の防止

JEMには、スペースシャトルによる打上げ・着陸荷重とISSのリブースト、ドッキング等による軌道上荷重が負荷されるため、運用中の最大荷重に対し、次の剛性を持つよう設計されている。

(ア) 複合した環境条件の下で、結合部を含め構造物に有害な変形が生じない

(イ) 変形によって構体の隣接部品間等の接触・干渉を生じない

#### ②有害な共振の防止

打上げ・着陸時、軌道上運用時において、JEMとスペースシャトル、JEMとISS間での共振により、過大な荷重が加わり、有害な変形・破壊を起こすことのないように設計されている。

### イ 静荷重強度

JEMの構造は、JEM飛行運用中の打上げ・着陸荷重、軌道上荷重の中でも予想最大荷重である制限荷重に安全率（降伏・終極安全率）を乗じた降伏・終極荷重に対し、温度等を複合した環境条件の下で降伏・破壊を生じないよう設計されている（表-6）。

### ウ 疲労強度

#### ①寿命

JEMの計画運用期間は10年であるが、運用期間が延長された場合も考慮し、JEMの構造の設計寿命は、15年と設定されている。

JEMの構造には安全寿命設計が適用され、機械的・熱的負荷サイクルに安

全率を乗じた負荷サイクルを受けても構造破壊が生じないよう設計されている。

## ②安全率

I S S 全体に対して寿命安全率 4.0 が共通要求事項であり、J E M にもこの要求事項を適用している。

## ③疲労寿命の確認

その破損が、スペースシャトル・I S S ・ J E M ・ 搭乗員に重大な影響を与えるJ E M の構造要素（フラクチャ・クリティカル・アイテム）は、非破壊検査を実施し、欠陥が許容される範囲内であることを確認することとなっている。

# （3）構成材料

## ア 可燃性・ガス発生に対する考慮

火災防止、搭乗員の健康障害防止のため、与圧部内の非金属材料には不燃性・難燃性で、ガスの発生が極めて少ない材料が使用されている。

## イ 破壊靭性に対する考慮

デブリの衝突等によって不測の損傷を受けた場合でも致命的破壊に至らないよう、与圧部外壁等は高い破壊靭性値を持つ構造部材が使用されている。

## ウ その他の材料特性

宇宙環境と有人活動という特殊な条件の中で、材料劣化を防止するため、耐腐食性・耐応力腐食性・耐電食性等を考慮してJ E M 構造材料が選定されている。

#### 4. 安全性・信頼性等

搭乗員の安全に影響を及ぼすJEMのシステムについては、安全性並びに安全性を確保するための信頼性、保全性及び品質保証が十分考慮され、以下の対策が講じられている。

##### (1) 安全性

ハザードが、システム・機器の故障・誤動作や搭乗員の誤操作に起因する場合には、原則としてフォールトトレランス（故障許容）設計がとられている。

###### ア ハザードの被害の度合いとフォールトトレランス数

原則として、各ハザードの被害の度合いに応じて次のフォールトトレランス設計とされている。

###### ①カタストロフィックハザード：

2フォールトトレランス（システム・機器の故障及び搭乗員の誤操作のいかなる2つの組み合わせによっても搭乗員に対する致命傷を引き起こさない設計）

###### ②クリティカルハザード：

1フォールトトレランス（単一のシステム・機器の故障又は誤操作により搭乗員への傷害を引き起こさない設計）

###### イ 冗長設計とインヒビット設計

フォールトトレランス設計として、次の2つの手法がとられている。

- ・ある機能の喪失が事故に到る場合 : 冗長設計
- ・ある機能の意図しない動作が事故に到る場合 : インヒビット設計（図-2  
2）

JEMシステムにおいて識別されているハザードに対する安全設計の概要を表-7に、ハザードの被害の度合いと発生頻度のマトリクスを表-8に示す。

##### (2) 信頼性

## ア システムの独立性

電力・通信制御・熱制御・環境制御系統等の安全に関わるシステムは、1系統が故障した場合でも他方の1系統のみで安全な運用を確保できるよう、各系統が冗長設計（並行運転又は待機冗長）され、かつ、冗長系の各要素は物理的に独立している。

また、火災・デブリ衝突等の損傷を想定しても2系統が同時に使用不能となるよう、独立した2系統の主要機器は別々のラックに装着され、冗長機器の配置・リソース経路を分離し、故障の伝搬を防止するよう設計されている（図-23、図-24、図-25、図-26及び図-27）。

## イ 故障検知

搭載するJEMコントロールプロセッサ（JCP）によって、各機器のセンサ等からのデータを周期的に収集し、JEM内の故障を検出・同定して、所定の回復手順を自動的に実行することにより、必要最小限のJEMシステム及び搭乗員の安全性を維持する機能（故障検知・分離・回復（FDIR）機能）を有している（表-9、図-28、図-29及び図-30）。

JCPの周期的診断や各個別制御装置の自己診断によって、処置を要する故障が検知された場合、故障機器が遮断され又は警告・警報が発せられ、処置が促される。

なお、JCPは自己診断機能を有しており、JCP自体に処置を要する故障が検知された場合、待機冗長のJCPを自動的に立ち上げ、切り換える。

## ウ 自律性の確保、自動機能に対するオーバーライド

地上管制との通信が途絶えた状態で、火災・減圧・汚染等の緊急事態が発生した場合には、軌道上搭乗員が地上に依存することなく、安全確保の処置を行う必要がある。

このため、安全に関わるJEMシステムの自動制御機能は、軌道上の搭乗員、地上要員のいずれからのコマンドによっても安全側への制御を行うこと（オーバーライド）が可能とされている（図-31）。

なお、意図せぬオーバーライド防止のため、オーバーライドコマンドは、搭

乗員による独立な2つの動作が必要とされている。

### (3) 保全性

ISSの保全作業は、船内活動・船外活動・ロボットアーム操作により、基本的に軌道上交換ユニット(ORU)毎に機器・部品の交換が行われる。

#### ア 機能中断の防止

JEMの安全に関わるシステムは、冗長構成となっているため、保全時に1系統を停止させた場合でも、他系統で運転を行い、最低限の機能を確保しつつ、保全作業が可能である(図-32)((2)信頼性参照)。

#### イ 危険防止

##### ①船外活動の最少化

搭乗員の船外活動を極力少なくするため、曝露部上面の機器の保全作業は、与圧部内からマニピュレータを使用したロボティクス作業によって行われる(表-10及び図-33)。

##### ②粉塵等の発生の最少化

軌道上の保全作業では、粉塵等を発生する加工作業は行わない計画である。

##### ③流体放出の防止

保全時の流体の放出防止のため、熱制御系の水ループ機器等のインターフェースには、クイックディスコネクタ(QD)を使用している。

##### ④防護措置

保全作業時の安全を確保するため、露出表面温度が許容温度を超える箇所にはカバー、電気コネクタへの保護キャップ、鋭利端部への保護カバー等が設けられている。

##### ⑤機器取付け及び取外しでの安全

ORUが無重力状態でハンドレール、シートトラック、ベルクロ等を利用し

て一時的に固定して保管することができるなど、保全に伴う機器の取付け・取外しを安全かつ容易にする設計としている。

コネクタは、識別、結合・分離操作が容易にでき、誤った挿入・脱着ができない構造となっており、確実なロック機能を有している。

ORU間の連結配管・ワイヤー・ケーブルは、取外し等のために長さに余裕を持たせている。

#### (4) 品質保証

安全の要求を含む、機能・性能等を満足していることを確認するため、部品・材料レベル、コンポーネントレベル、サブシステムレベル、システムレベルの各段階において、試験・解析・検査・デモンストレーションにより十分な検証が実施されることとなっている。

また、JEMシステムの構成品が仕様書の要求に合致していることを確認するため、製造工程が管理され、製造時に得られたデータを含む製作業の記録が保存される。

なお、これらのデータのうち、次の安全確保に必要なデータの効率的な蓄積・利用を図るため、データベース化を目的としてJEM S&PAデータ交換システム（SPADEシステム）が構築されている。

- ・ JEM問題報告及び是正処置データ
- ・ JEM材料及び工程技術データ
- ・ JEM 電気、電子、電気機械（EEE）部品データ
- ・ JEM FMEA／クリティカルアイテムリスト（CIL）データ
- ・ JEM ORUデータ
- ・ JEM ハザード関連データ（ハザードレポート）

## 5. 人間・機械インターフェース設計

### (1) 搭乗員の保護

構体・機器による外傷・火傷・感電等の傷害から JEM 内の搭乗員を保護するため、以下の対策が講じられている。

#### ア 外傷の防止

##### ①回転機器に対する防護

ファン、ポンプ等の回転機器は、ハウジング等により覆い、不意の接触による外傷の防止が図られている。

また、回転機器自体は、破壊した場合、破片が飛び散らないよう、安全化設計が行われている（図-34）。

##### ②鋭利端部・突起物に対する防護

ISS の要求値に従って、構造・装置の角・鋭利端部に丸みを持たせる等の処置が行われ（図-35）、性能の維持等のため取り除けない鋭利端部・突起物にはカバー等適切な保護が施されている。

##### ③巻き込み・挟み込みに対する防護

機器は搭乗員が引っかかることのないような配置・大きさ・形状を考慮した設計とされ、ハッチ等搭乗員が挟まれる可能性のある機構は、警告表示により注意喚起されている（図-36）。

さらに、可動部を持つ機器は、不意に稼働しないようにインヒビットが設かれているとともに、緊急停止が可能な設計となっている。

#### イ 火傷の防止

露出部の表面は、火傷や凍傷を生じない温度範囲（与圧区域内にあり連続的な接触のある箇所の温度は 4°C ~ 45°C）となるように設計され、この温度範囲を超える機器は、ラックパネル、クローズアウトパネル等により直接の接触を防止し、又は警告ラベルにより搭乗員の注意を喚起する。

#### ウ 感電の防止

電気設備は、短絡・接続不良等による漏電を防止するため、電力リード線・接点・端子・コンデンサ等の露出を避け、また、電気機器は、感電を防止する

ための適切なボンディング・接地・絶縁が行われている。

電力ラインのコネクタは、搭乗員による装脱着時の感電等の防止のため、コネクタ上流に電流遮断機能をもたせるとともに、ピンが露出しないタイプのコネクタの採用、コネクタの接地の確保が行われている。

## 工 作業等の安全

足部固定具（フットレストトレイント）、取っ手（ハンドレール）等の移動支援具は、荷重に十分耐えられるように適切な安全率（1.5）を持った構造設計が行われ、搭乗員の移動・作業場所を考慮した適切な位置に配置されている（図-37）。

### （2）誤操作の防止

#### ア 自動化

搭乗員の誤操作・操作忘れの防止などのため、JEM RMSコンソール電源投入時のアビオニクスファン・煙検知器の自動的始動等、可能な限りの自動化が図られている。

#### イ 内部装飾

搭乗員の誤認を避けるため、室内の装飾、銘板、ラベル、マーキングに対し、次のような配慮がなされている。

- ① JEMの内部装飾全体は、搭乗員に上下左右の方向感覚を持たせるような設計とされている。
- ② 配線束・流体配管は、両端及び1m（非与圧領域は5m）間隔でその機能が識別でき、また、バルブの開閉状態が容易に確認できるようにされている。
- ③ データ表示・操作手順表示・マーキングは、英語又は国際標準シンボルを使用し、日本語等他の言語を使用する場合には、並記することとされている。

#### ウ 機器の操作手順

- ① ハザードを発現させる可能性のあるコマンド（ハザーダス・コマンド）は、搭乗員又は地上要員が安全のための必要条件を満足していることを確認した後、発信されることとなっている。
- ② 安全上重要なシステム・装置は、独立したインヒビットにより保護されてい

る。

## エ 視野等（図-38、図-39及び図-40）

- ① JEMRMSによるペイロード等の受け渡しは、搭乗員がJEM与圧部内のJEMRMSコンソールのTVカメラ、モニタを通して確認しながら遠隔操作で行われる。
- ② 搭乗員の作業面では、作業・操作・表示機器確認に支障がないように十分な照明（特に規定がない限り、白色光で108 Lux以上）が確保されている。

### （3）共通化

ISS全体の安全に関わるJEMの構成要素（ハードウェア・ソフトウェア・インターフェース）は、ISS構成要素との間で共通化（全く同一であること）、標準化（設計標準、設計基準等を適用すること）が図られている。

この共通化・標準化には、次のとおり、特に直接搭乗員の安全に関わる表示・警告・警報の統一、避難・非常操作・緊急処置等に関わる手順・対応の統一、安全確保の面から重要な保全方法の統一が重点的に含まれている。

#### ①警告・警報等

共通化：音声端末、警告・警報パネル、ラベル、マーキング

標準化：警報のクラス分け

#### ②火災検知／消火システム

共通化：煙センサ、可搬式消火器

#### ③マニピュレータ（ロボティクス）

共通化：親アームの被把持部、把持機構、ハンドコントローラ、

ラップトップコンピュータ（ハードウェアのみ）

標準化：ラップトップコンピュータの表示

#### ④その他

共通化：ハッチ、ハンドレール、足部固定具、窓組立 等

標準化：配管・配線等識別用シール、銘板 等

## 6. 緊急対策

火災・減圧・汚染の発生等の緊急時においても、搭乗員の安全に重大な影響が及ばないようにするため、以下の対策が講じられている。

### (1) 緊急警報

JEMではワークステーションラック及びRMSラックの2箇所に設置されているISS共通の警告・警報パネル（図-41）によって、3段階の緊急度に応じ、Emergency (Class1)、Warning (Class2) 又はCaution (Class3) が発せられる。

Class 1 である火災・減圧・汚染に対しては、センサ検知による自動起動又は搭乗員若しくは地上要員による起動が可能であり、各ハザードに固有の警報音と点滅ライトで、警告・警報を発するシステムとなっている。

#### ア 火災

火災検知区域（RMSラック、実験ラック、空調装置入り口、補給部与圧区循環ファン出口等）毎に煙センサが配置され、火災発生が検知されるとISSの警告・警報システムに通知され、ISS全体に警告・警報が発出される。

また、消火区画は、区域毎に可搬式消火器による二酸化炭素放出のためのポートが設けられ、区画に対応した電源遮断及び循環空気停止を可能としている（注）。

（注）JEMは、不燃性・難燃性材料の使用による燃焼抑止、適切な太さの電線の選定による過熱防止、ハーメチックシールタイプによる電気的発火防止設計、適切な熱設計・故障検知分離システムの適用による過熱防止設計等により、火災発生のリスクを最小化した設計となっている。

#### イ 減圧

キャビン内の減圧は、ISS本体により常時監視され、設定圧以下・設定減圧速度以上となると、ISS内に警告・警報が発せられ、急速な減圧時には自動的に真空排気系の遮断弁が遮断される。

#### ウ 汚染

JEMのキャビン内の空気は、ガスサンプリングラインによりISS本体の

環境監視装置に定期的に送られて分析・監視され、汚染物質、二酸化炭素・酸素分圧の異常等が検知された場合には、ISS内に警告・警報が発せられる。

## (2) アクセス

### ア 非常設備、防護具

非常設備として、可搬式消火器が与圧部2箇所及び補給部与圧区1箇所に備えられ、また、防護具として可搬式呼吸器が可搬式消火器使用前に装着できるように消火器から91cm以内に設置され、これらの保管場所は容易に識別できるよう表示される。

### イ 安全上重要な手順書

軌道上で必要となる安全上重要な手順書は、軌道上で搭乗員がアクセスできる電子ファイル媒体、文書として保管・掲示される。

### ウ 通路(図-42及び図-43)

搭乗員の移動・作業を容易にするため、通路にハンドレール、フットレストレイン等が設置される。

また、電源喪失時に備えて、非常用電源による非常灯が設置されるほか、ラックの転倒・移動時でも直径81cm以上の通路が確保される構成となっている。

## (3) 減圧・再加圧

JEMに火災・汚染等の異常が発生した場合には、ハッチ等を閉鎖して、ISS本体から隔離した後、キャビン空気を排気弁により宇宙空間に排出して減圧し、続いて、均圧弁を開くことにより、ISS本体のキャビン空気を取り込んで、再加圧できるよう設計されている。

また、JEMの起動・再起動に際しては、搭乗員がJEM内に移乗する前に、ISS本体側から電力供給系・水ループ・JCP・システムネットワーク・空気調和装置・モジュール間通風換気(IMV)・火災検知系・ガスサンプリングライン・警告・警報パネル等与圧環境の安全の確保に必要な最小限の機能を立ち上げることのできるシステム構成となっている。

## 7. 安全確保体制

安全・開発保証活動のための体制については、JEMの開発・利用・運用の担当であるJEMプロジェクトチーム等から独立した安全・開発保証部門である「宇宙ステーション安全・信頼性管理室」において、方針・要求事項の設定、その履行状況の評価、必要な勧告が行われている（図-44）。

また、安全上の問題については、開発・運用の責任者まで報告・検討される体制が確立されている。

さらに、NASDAにおいて、JEMの開発・運用に携わる者への安全教育・訓練が実施されるとともに、安全確保に係る事項の周知徹底が図られている。

## 8. N A S D A の J E M の 安全 対 策 に 対 す る 所 見

以上のことより、JEMの安全設計においてN A S D Aが実施している安全対策は、「JEMに係る安全評価のための基本指針」に規定する要件を満たし、所用の対策が講じられており、妥当であると考えられる。

なお、I S S / J E M 軌道環境等における直径 1 0 c m 以下 1 c m 以上のスペースデブリに関しては、観測網整備、データベースの構築、防御対策について、航空宇宙技術研究所（N A L）等も含めた国際的連携の下、可能なかぎり研究開発を進めることが望ましい。

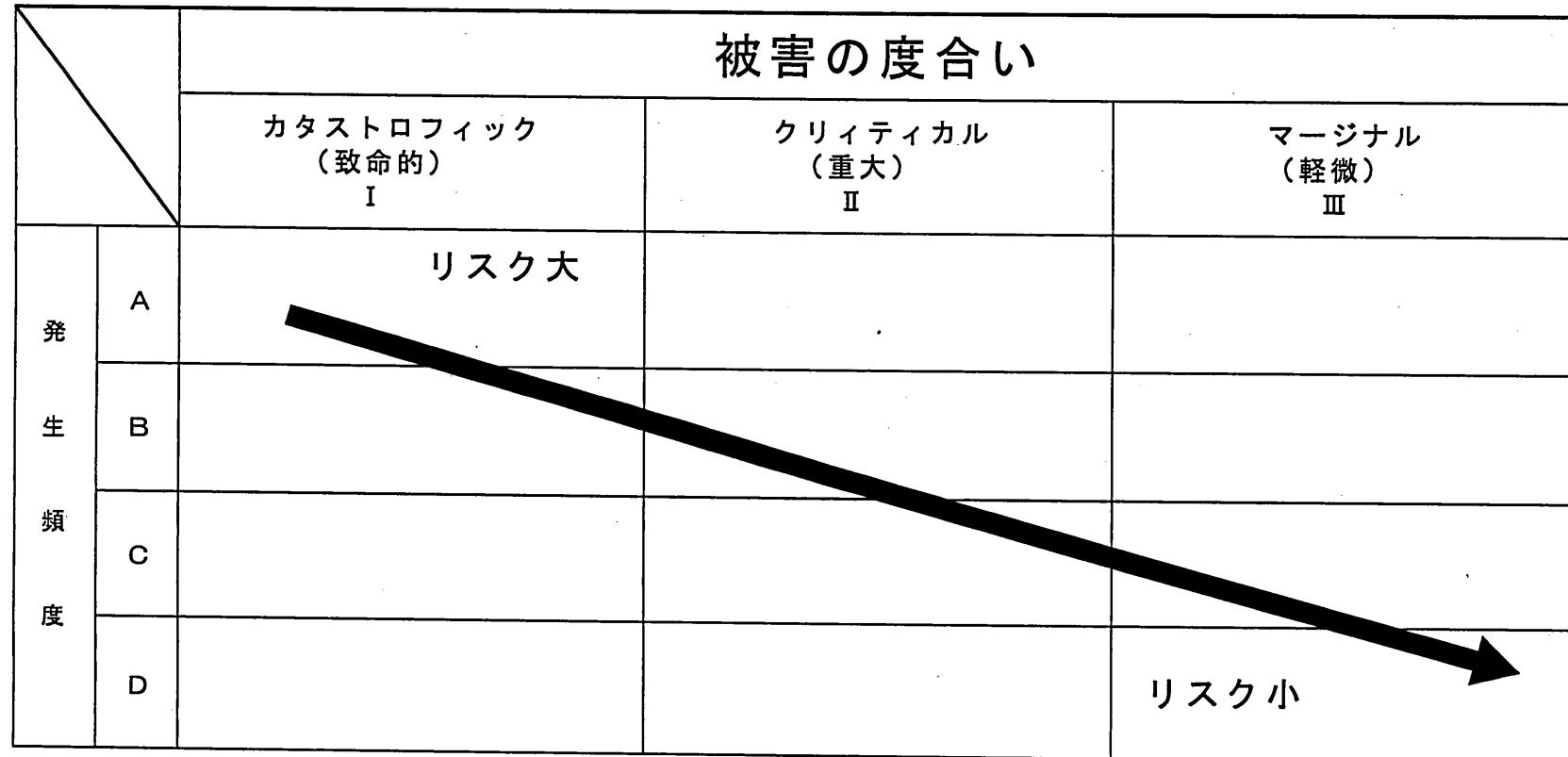
また、N A S D A は、今後、I S S 滞在中に搭乗員が被ばくする宇宙放射線に関して、鉄等の重粒子成分やその2次放射線の影響、臓器線量の評価方法等について放射線医学総合研究所国際宇宙放射線医学研究センター（i S R L）等関係機関と緊密な連携・協力の下、一層の研究を進めていくことが重要である。

表－1 ハザードの被害の度合い

カテゴリ	ハザードの被害の度合い
カストロフィック (致命的) I	能力の喪失に至る人間の傷害、致命的な人間の傷害又はスペースシャトル、宇宙ステーション、あるいは主要な地上設備の喪失の原因となり得る状態。
クリティカル (重大) II	重度な人間の傷害、もしくは重度の職業上の疾病をもたらす状態。宇宙ステーションエレメント、軌道上の生命維持機能、あるいは緊急システムの喪失の原因となり得る状態。
マージナル (軽微) III	安全監視機能、緊急制御機能、又は緊急システムの重大な損傷。応急手当をする人間の軽度の傷害。打上げ又はサービスクル、主要な宇宙ステーション エレメント、軌道上の生命維持機能、地上設備、あるいはすべてのクリティカルな地上支援装置の軽度の損傷を伴う状態。

表－2 ハザードの発生頻度

カテゴリ	分類	ハザードの発生頻度
A	Probable	プログラム中に発生する。
B	Infrequent	プログラム中に発生する可能性がある。
C	Remote	可能性はあるが、プログラム中に発生するとは考えられない。
D	Improbable	プログラム中に発生する可能性は極めて小さい。



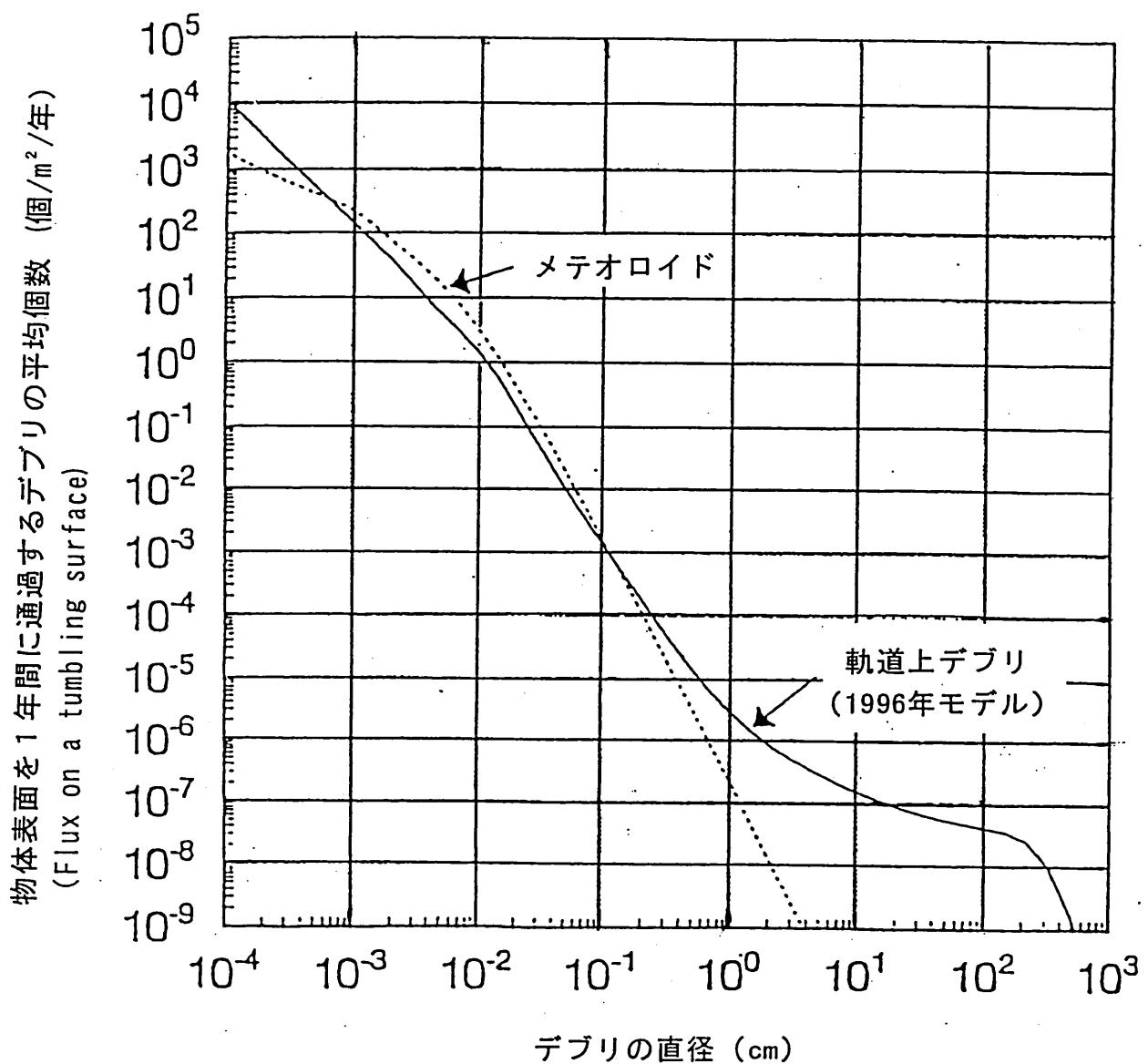
A : Probable (時々)

B : Infrequent (偶に)

C : Remote (希に)

D : Improbable (微少)

図-1 ハザードの被害の度合い、発生頻度とリスクの関係



出典: IAA-97-IAA.6.5.04  
Protecting the Space Station from  
Meteoroids and Orbital Debris

G. Gleghorn  
(Chairman, Committee on International Space Station  
Meteoroid/Debris Risk Management,  
National Research Council)

図-2 宇宙ステーション軌道（傾斜角 51.6°）において  
単位面積を通過するメテオロイド・スペースデブリの  
直径と平均個数の分布

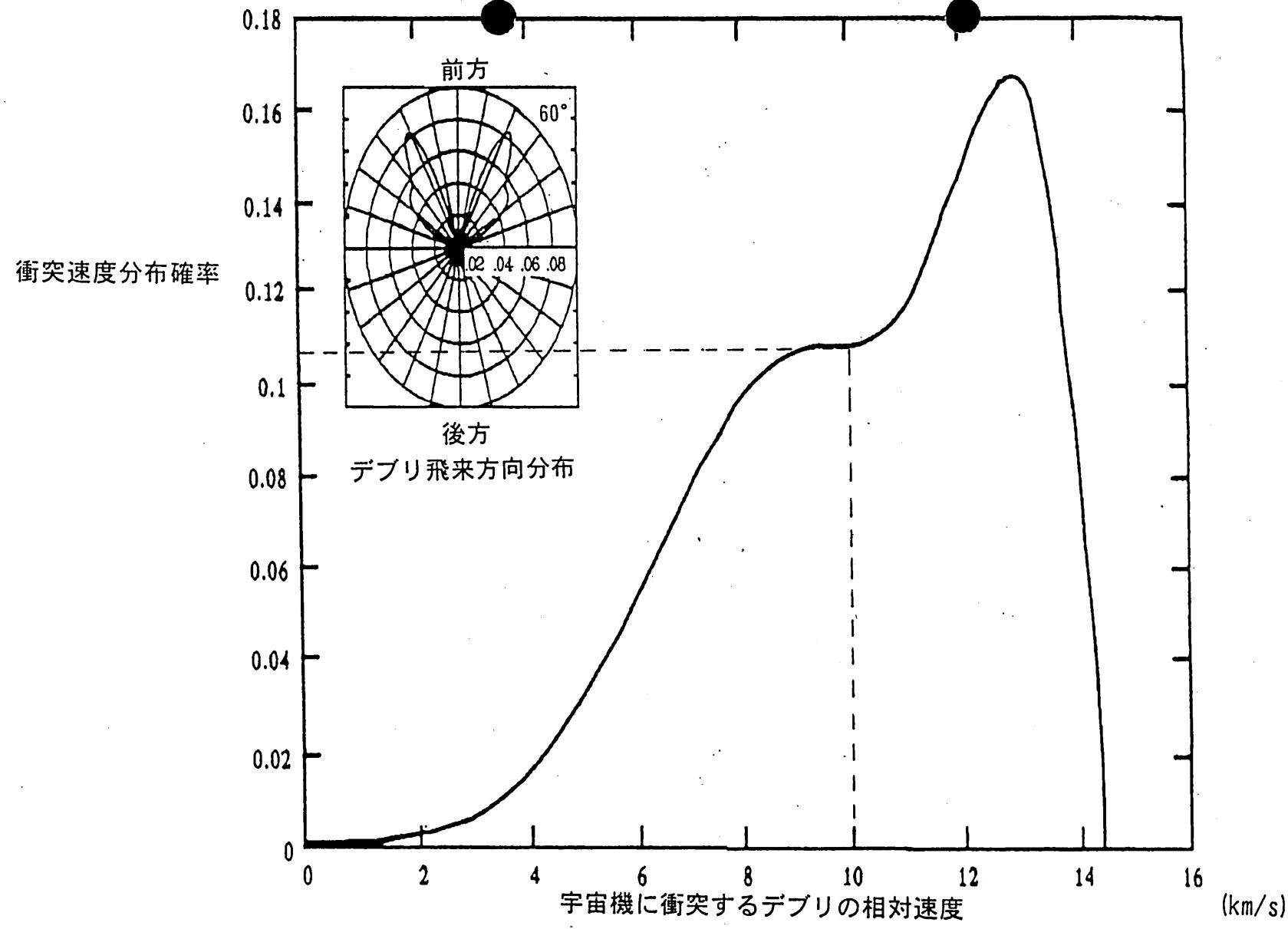


図-3 デブリの衝突速度分布図

デブリが宇宙機に衝突する時、ある相対速度で衝突する確率がどのくらいになるかを表している。たとえば相対速度10km/sで衝突する確率は約0.105(10.5%)であり、右前方60度から衝突する確率は約0.06(6%)である。

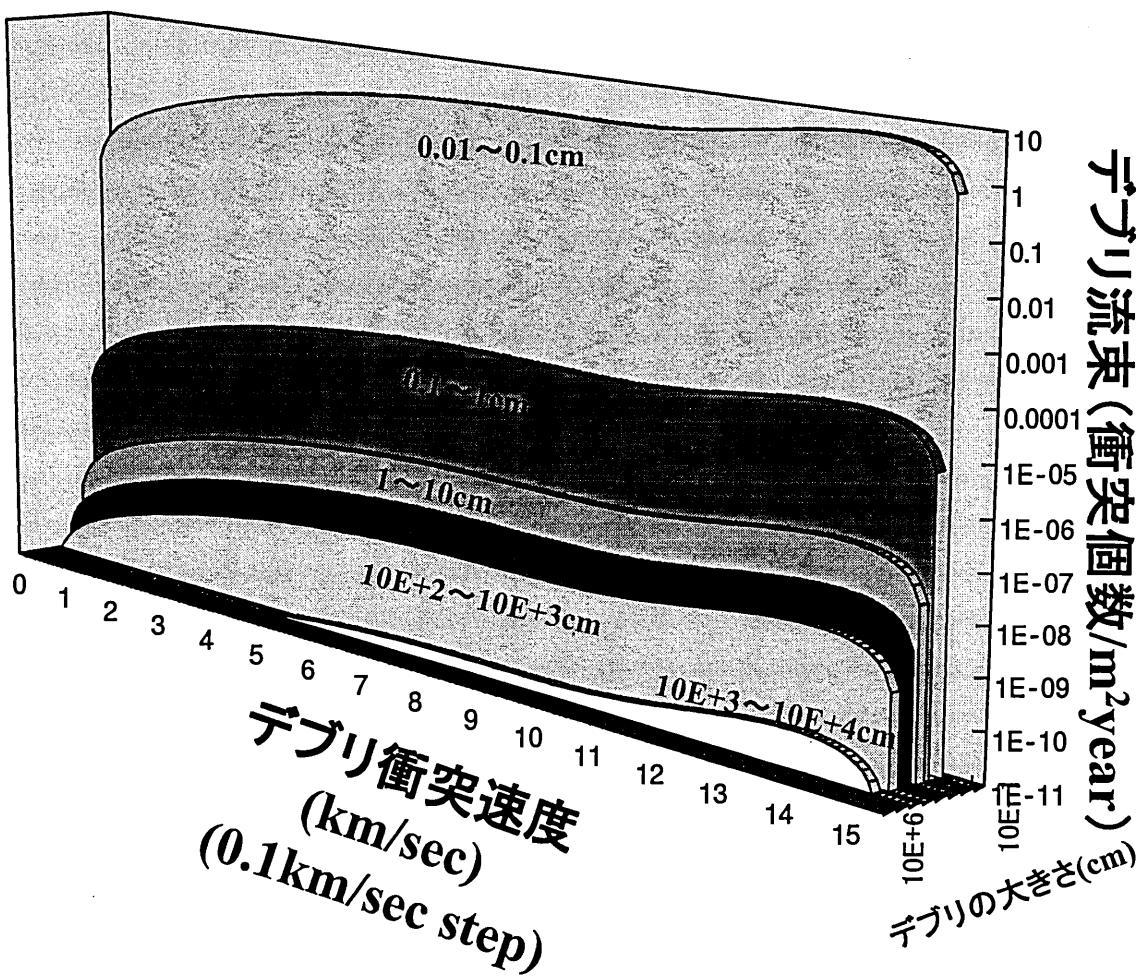


図-4 デブリ衝突分布

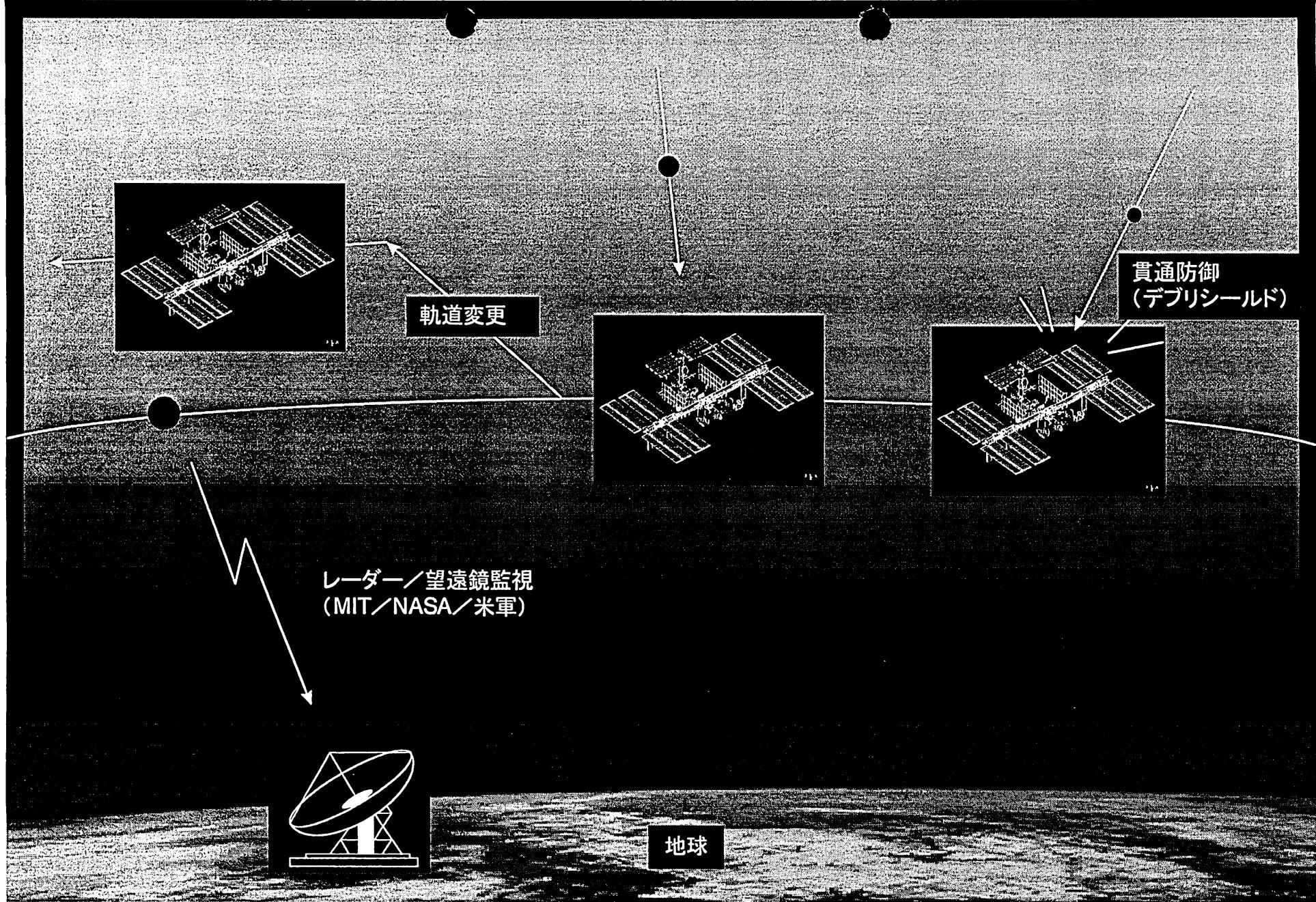


図-5 メテオロイド・デブリ防御方法

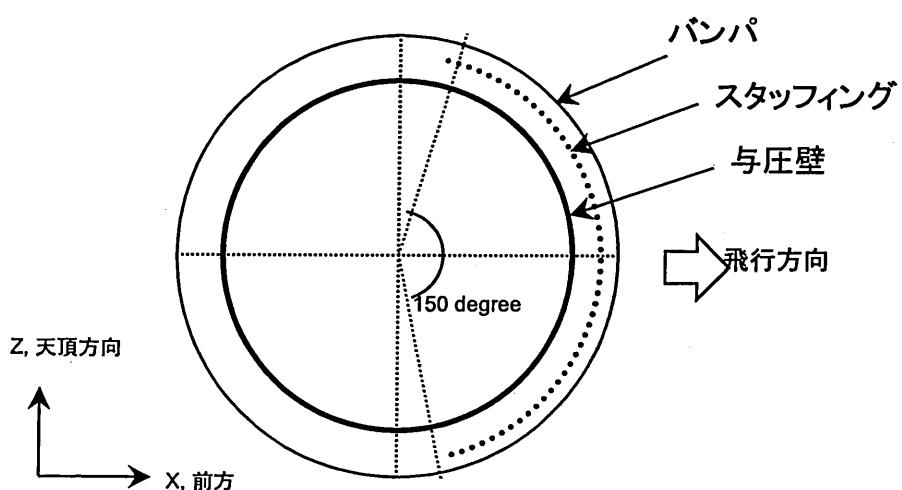
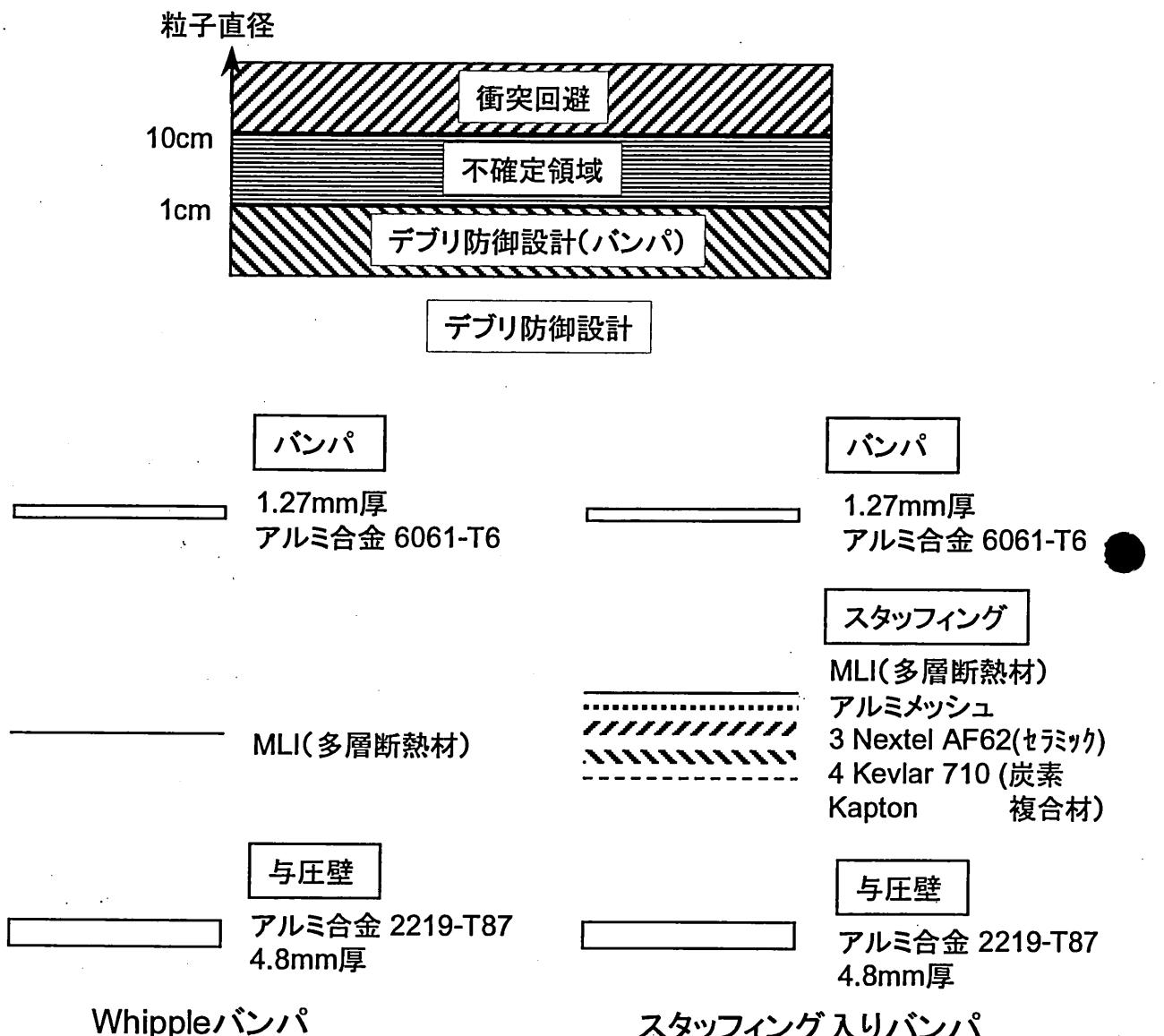


図-6 メテオロイド・デブリ防御設計

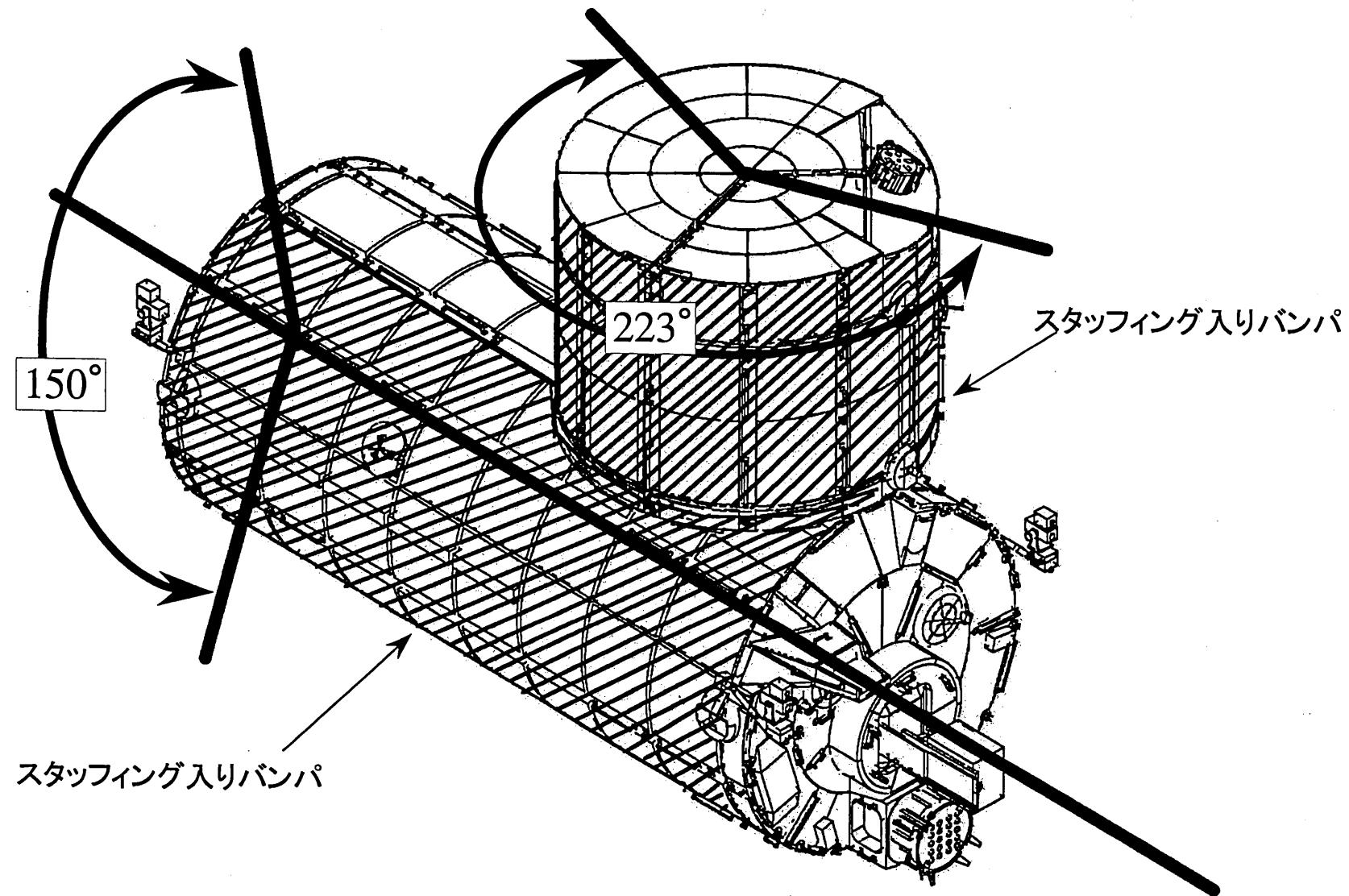


図-7 与圧部／補給部与圧区メテオロイド・デブリシールド

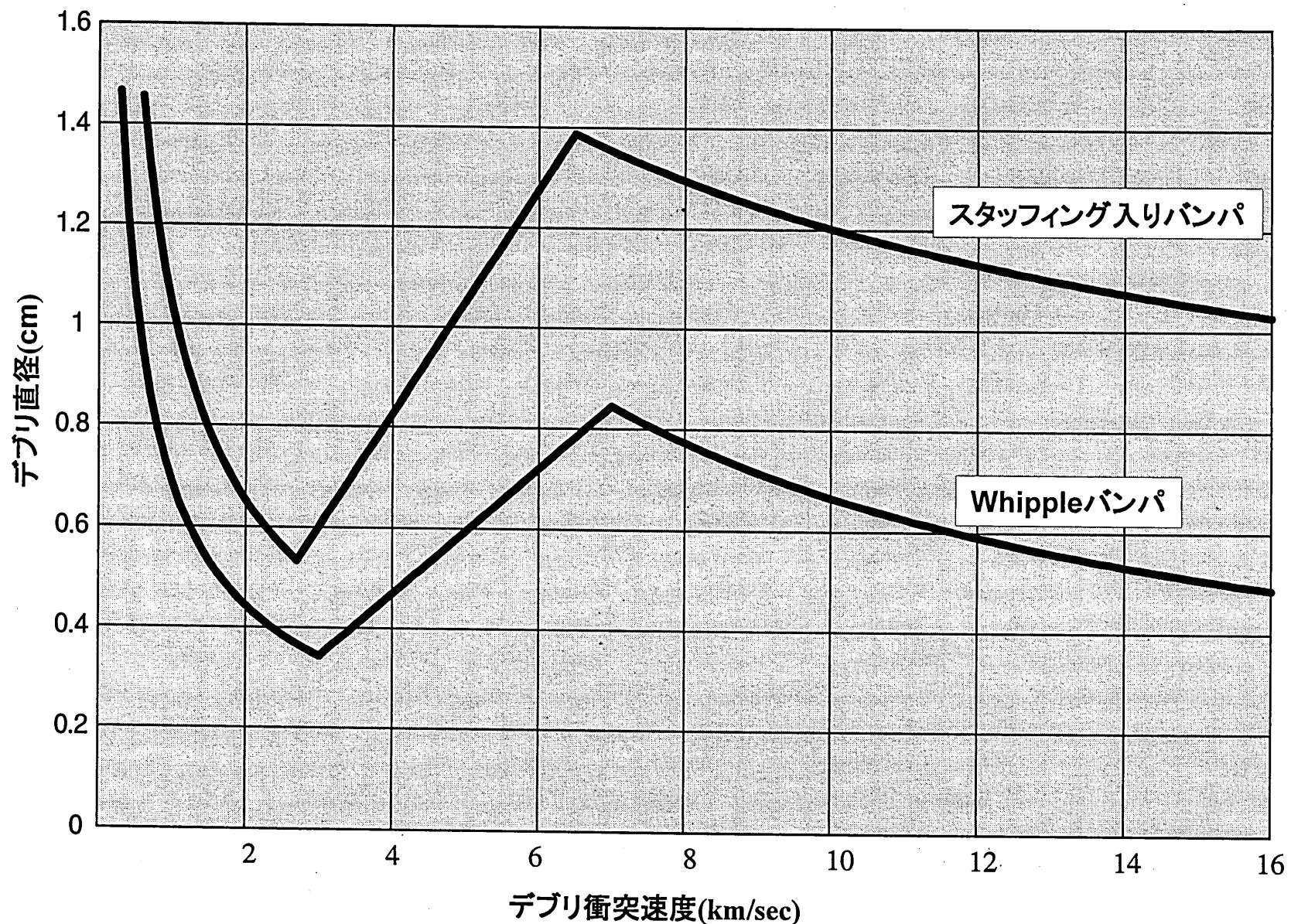


図-8 JEMバンパ貫通限界曲線（バリスティックリミットカーブ）

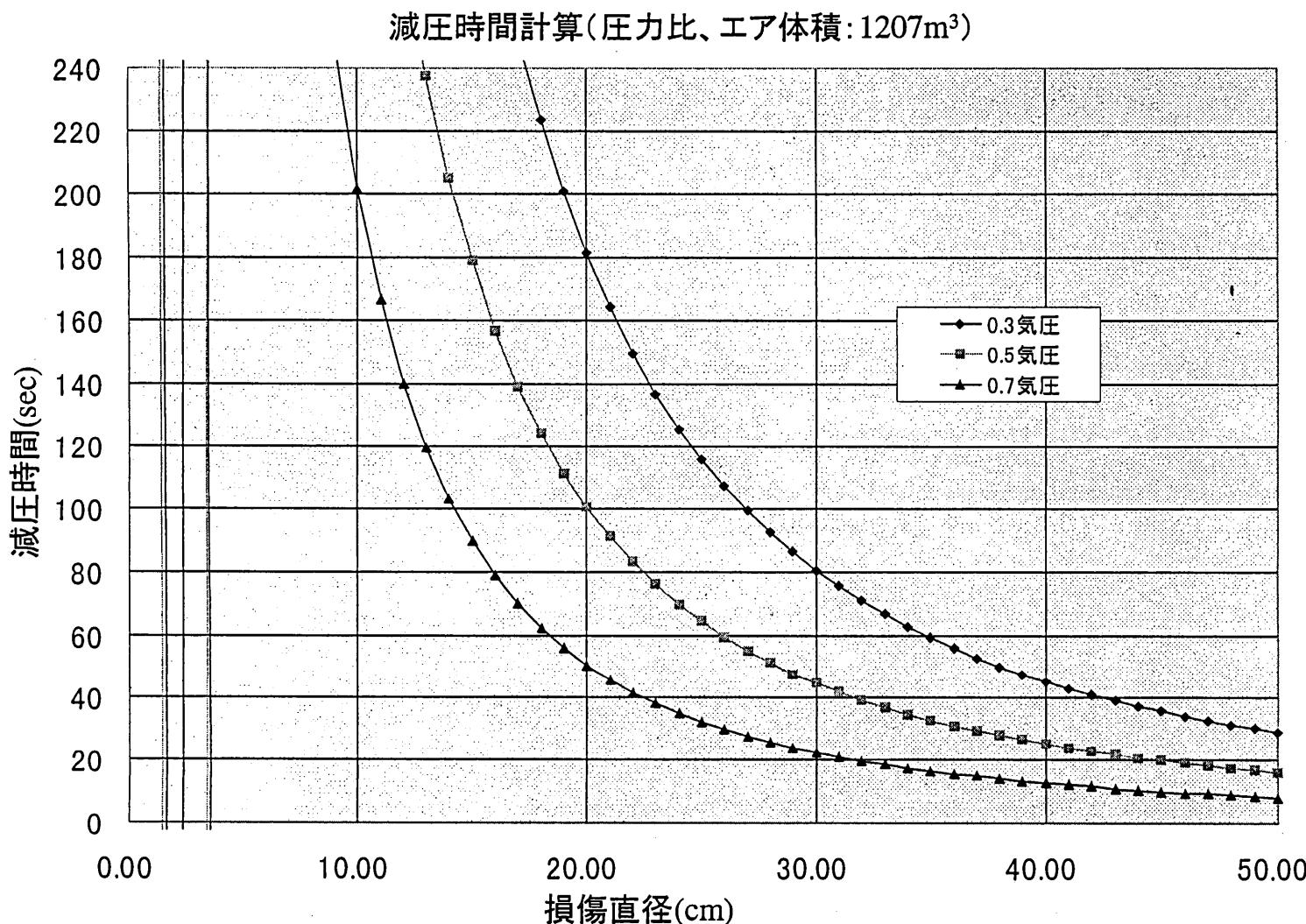


図-9 デブリ貫通による与圧モジュール損傷直径と減圧時間

\* 1 横軸の損傷直径はデブリ貫通面積と同面積の直徑を表わすものでデブリ直徑とは異なる。

\* 2 ISS組立完了時  
(Assembly Sequence Rev.B対応)のISS全体の容積1207m<sup>3</sup>とした。減圧中にはISS環境制御装置からのO<sub>2</sub>/N<sub>2</sub>の供給はないものとした。

\* 3 理想気体に対しては、 $P_1 \rho_1^{-\gamma} = P_0 \rho_0^{-\gamma}$ なる関係が成り立つことを用いて、密度比:(P<sub>1</sub>/ρ<sub>0</sub>)の代わりに圧力比:(P<sub>1</sub>/P<sub>0</sub>)を基準に次式のように書き換えて算出した。

$$t = \sqrt{\frac{V}{S_2}} \left( \frac{2}{\gamma-1} \right) \left( \left( \frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{1}{2\gamma}} - 1 \right)$$

$$\left( \left( \frac{P_0}{P_1} \right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \right)$$

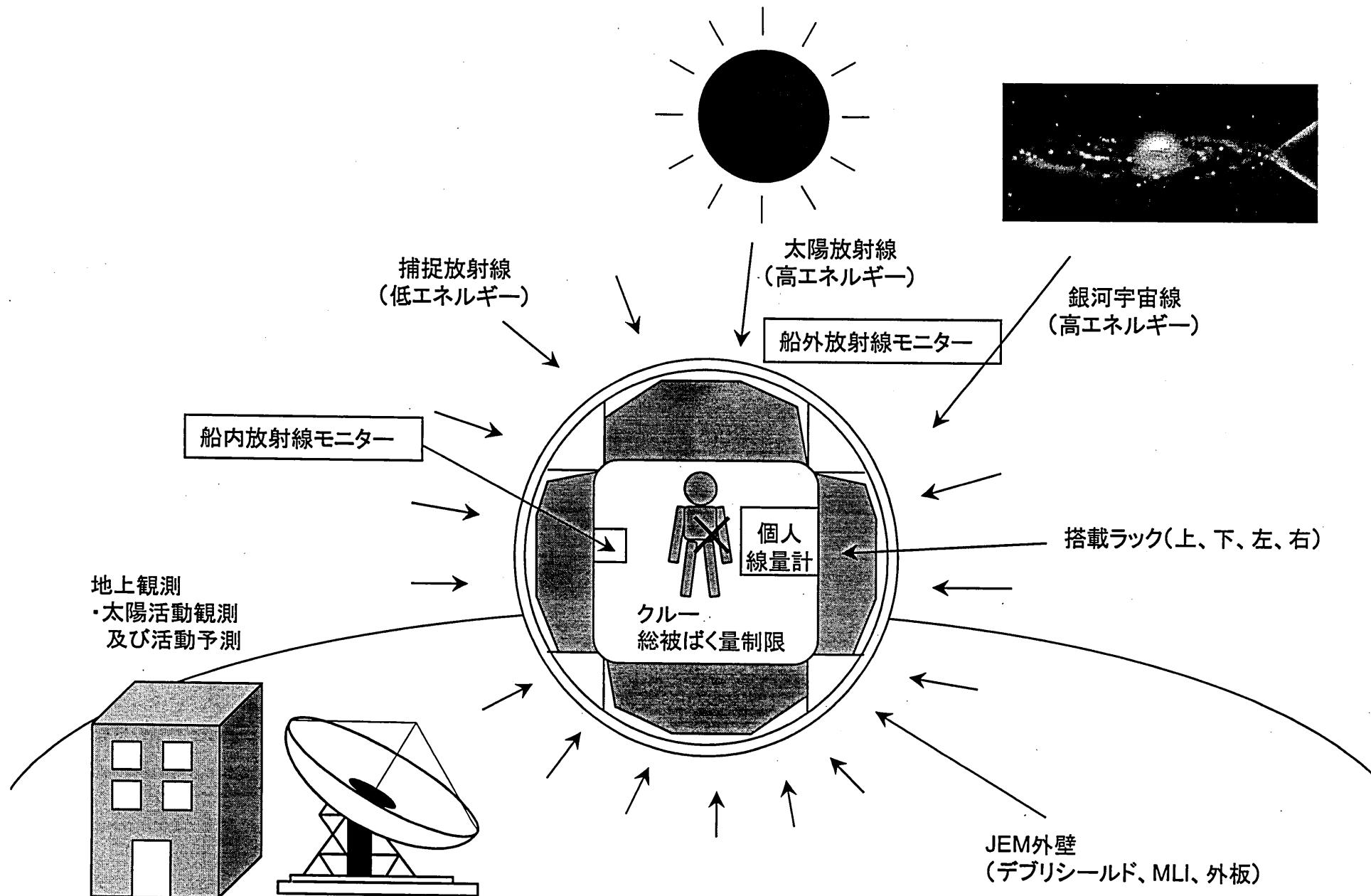


図-10 宇宙放射線への対策概念図

表－3 JEM与圧部の年間線量当量予測結果

(深さ5cm)

種類 場所	捕捉放射線	銀河宇宙線	太陽フレア	合 計
JEM内部中央	234 mSv/年	22 mSv/年	14.5 mSv/年	271 mSv/年
JEM内部後端	318 mSv/年	24 mSv/年		357 mSv/年
居住モジュール内部	192 mSv/年	22 mSv/年		229 mSv/年

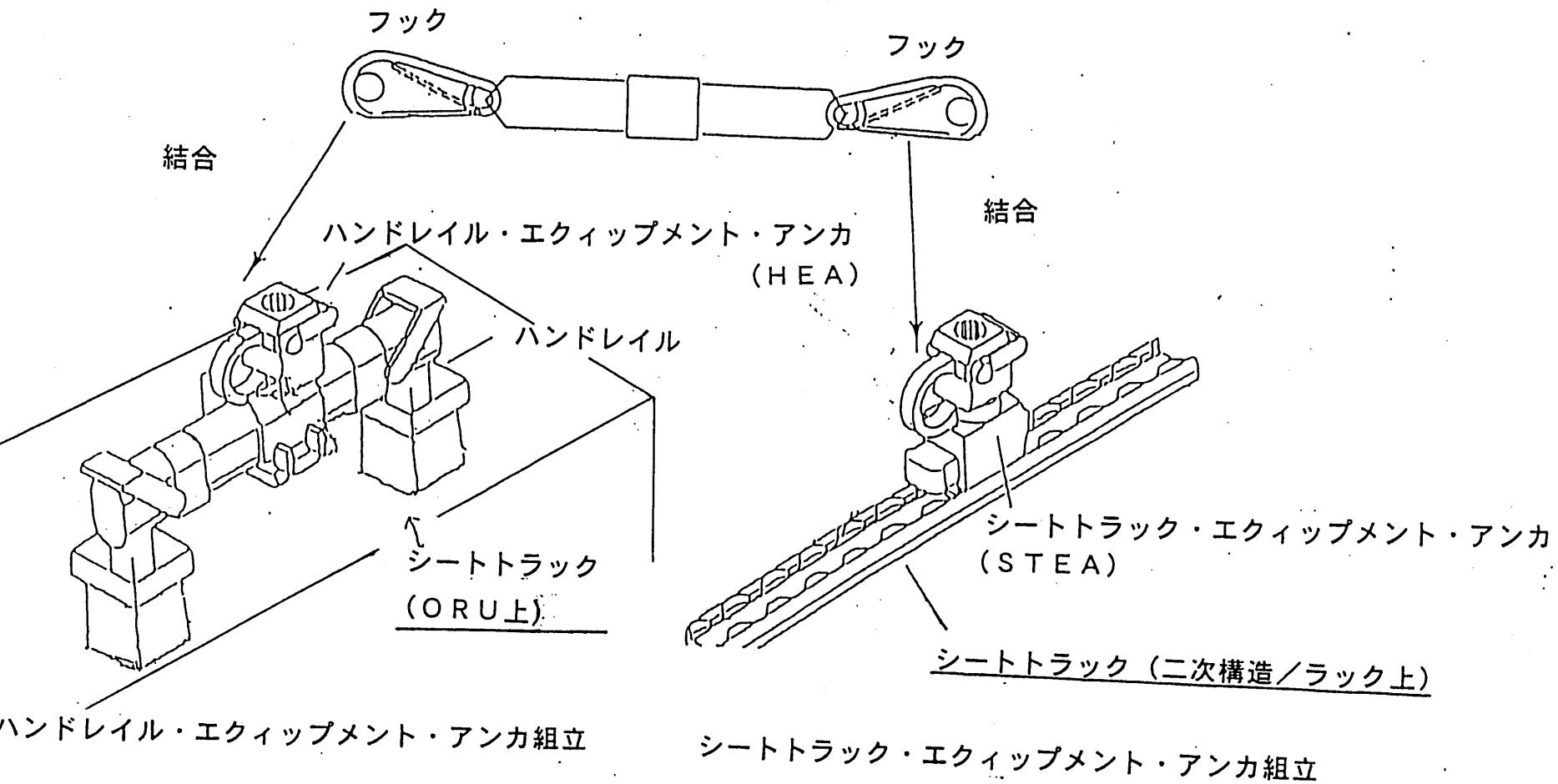


図-11 ORU交換時の拘束方法

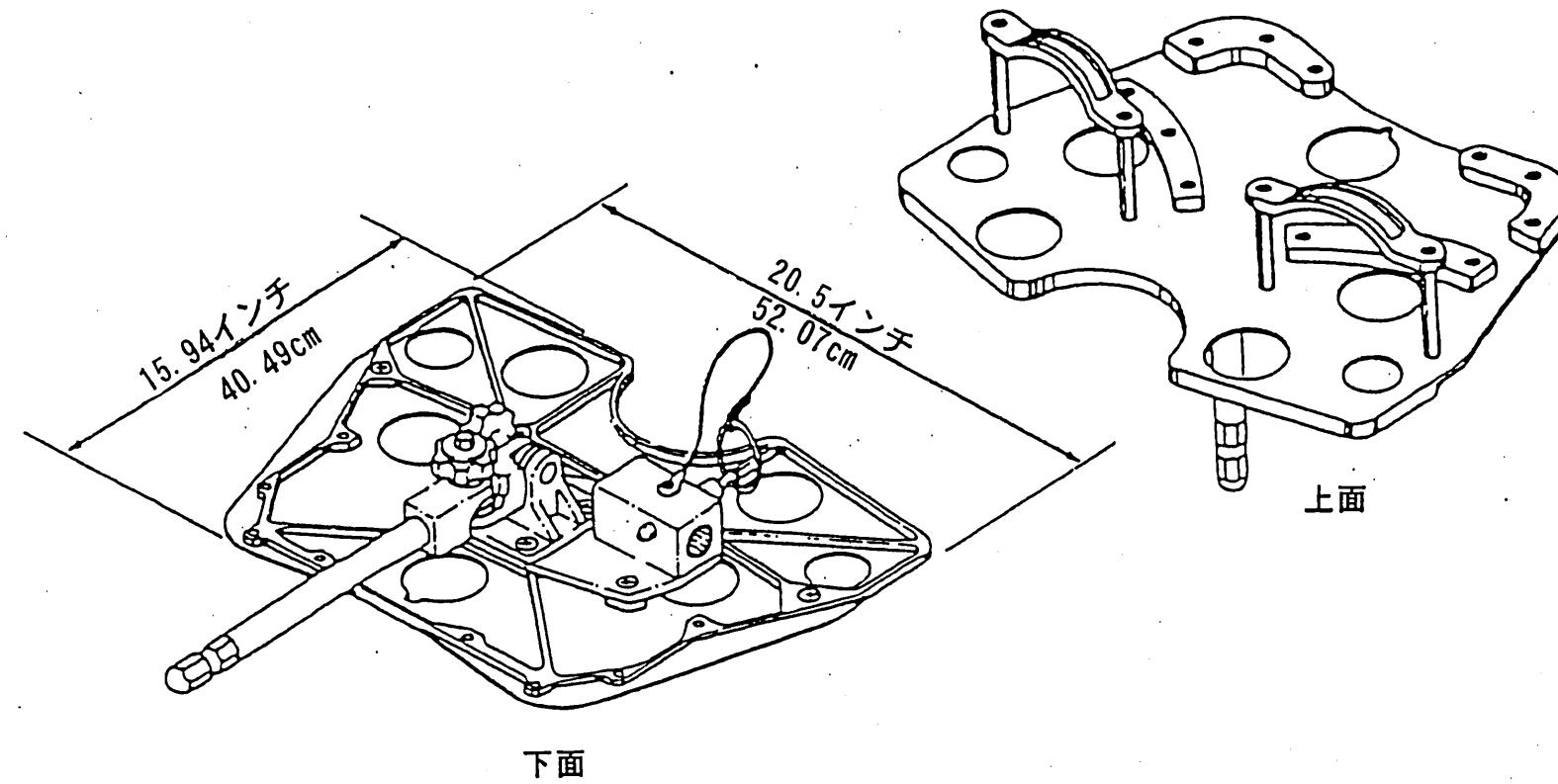
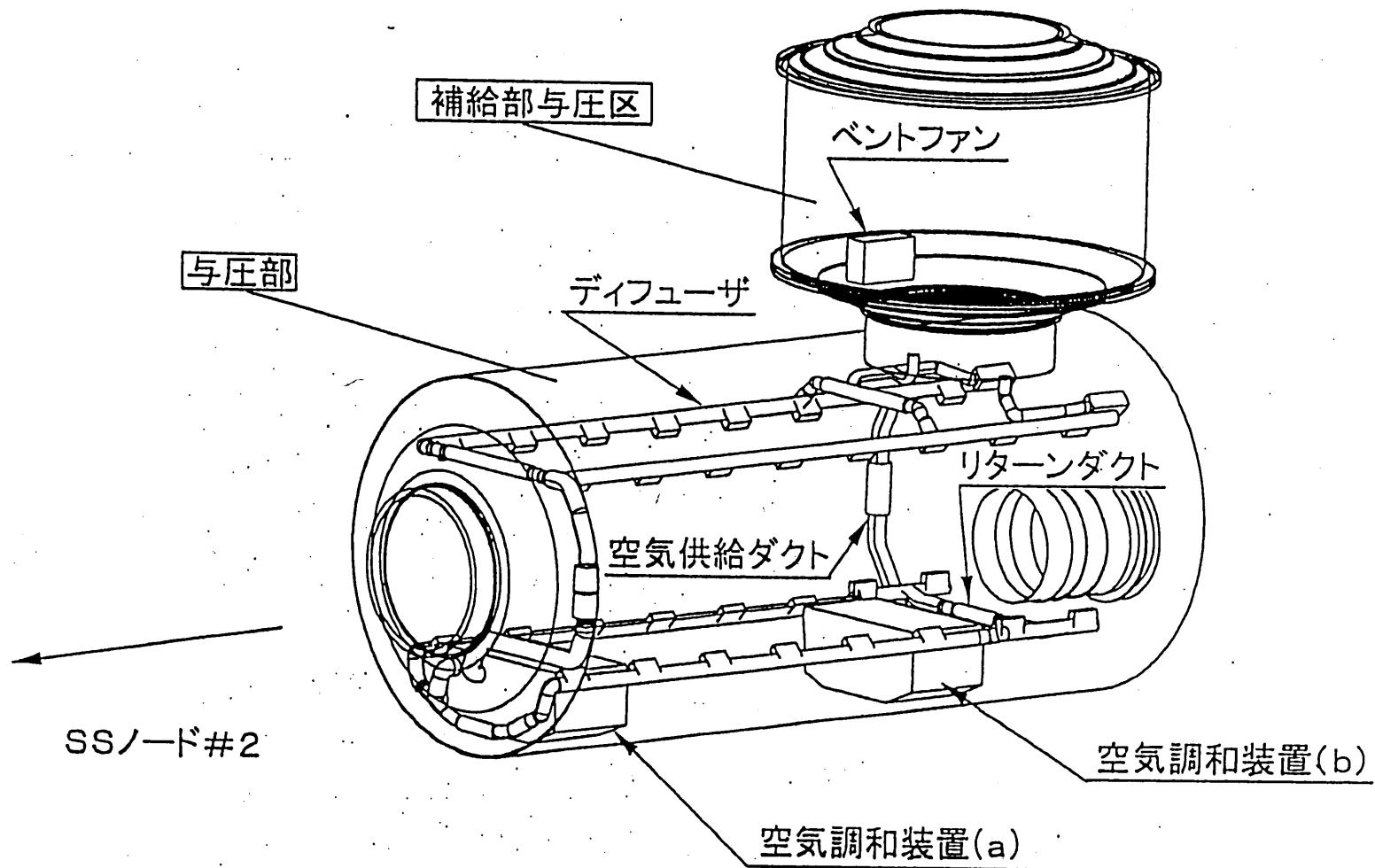


図-12 EVA用可搬フットレストレイント



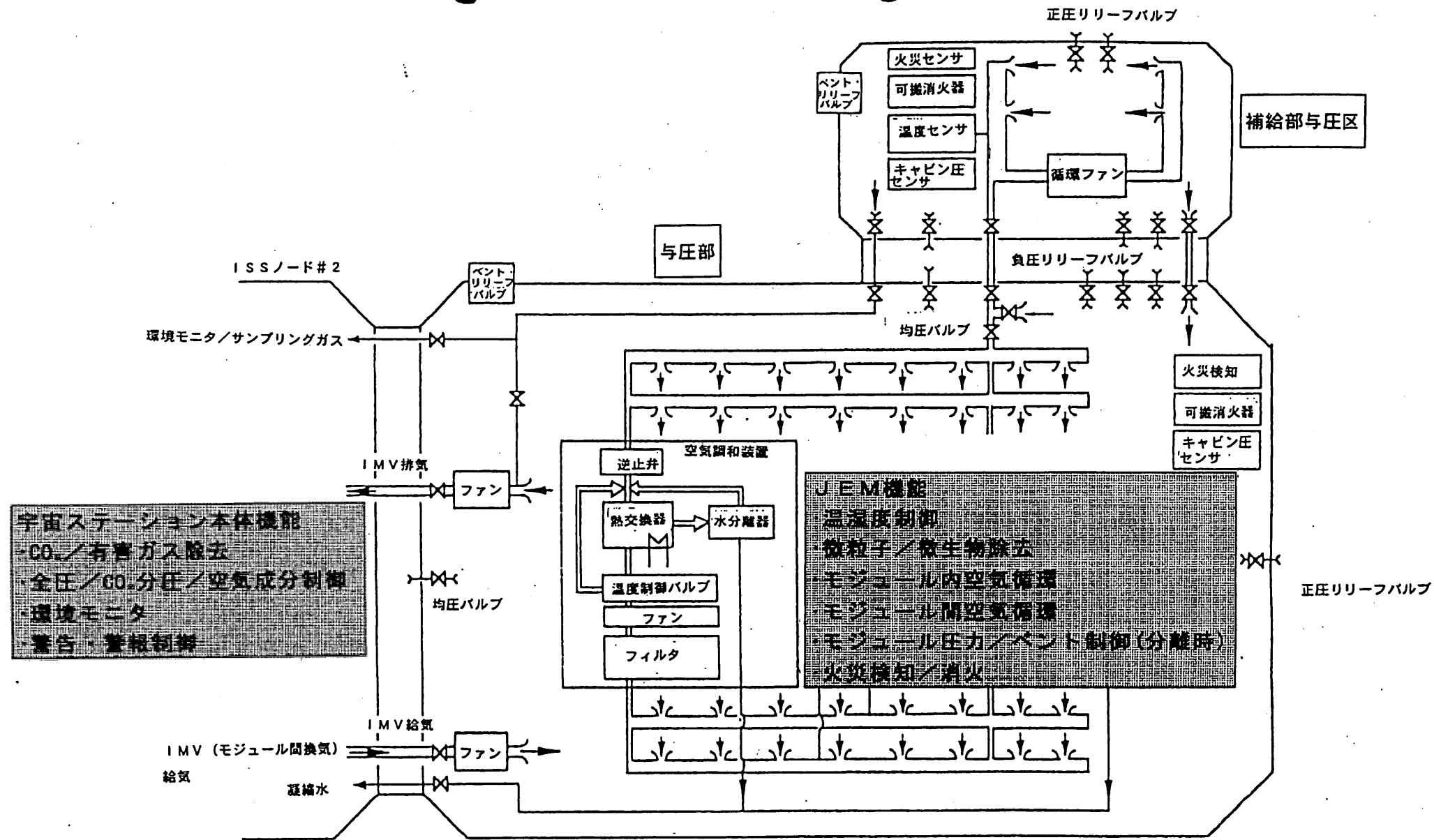


図-14 環境制御系 - 宇宙ステーション本体/JEM機能分担

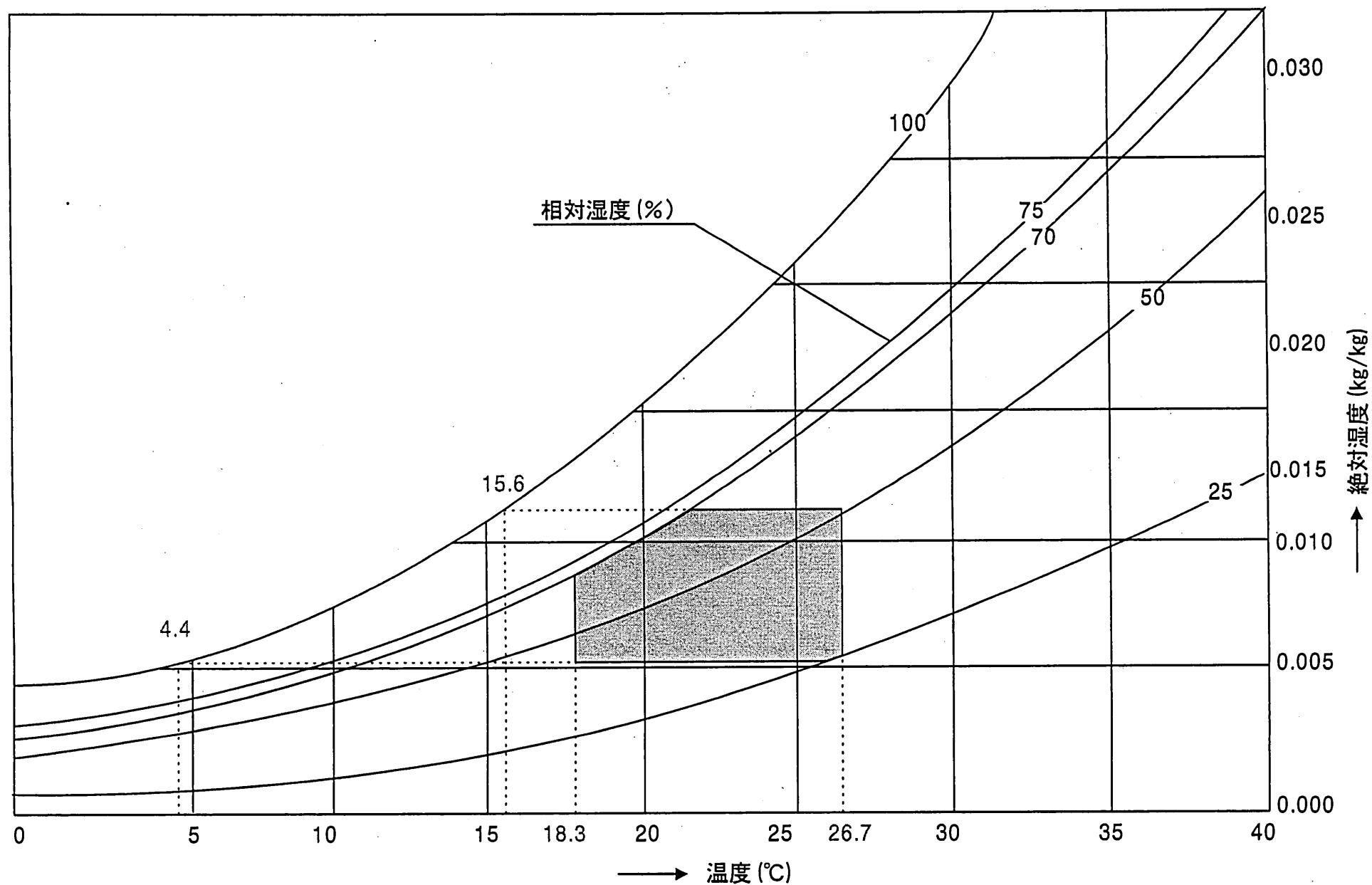


図-15 JEMの温度・湿度制御

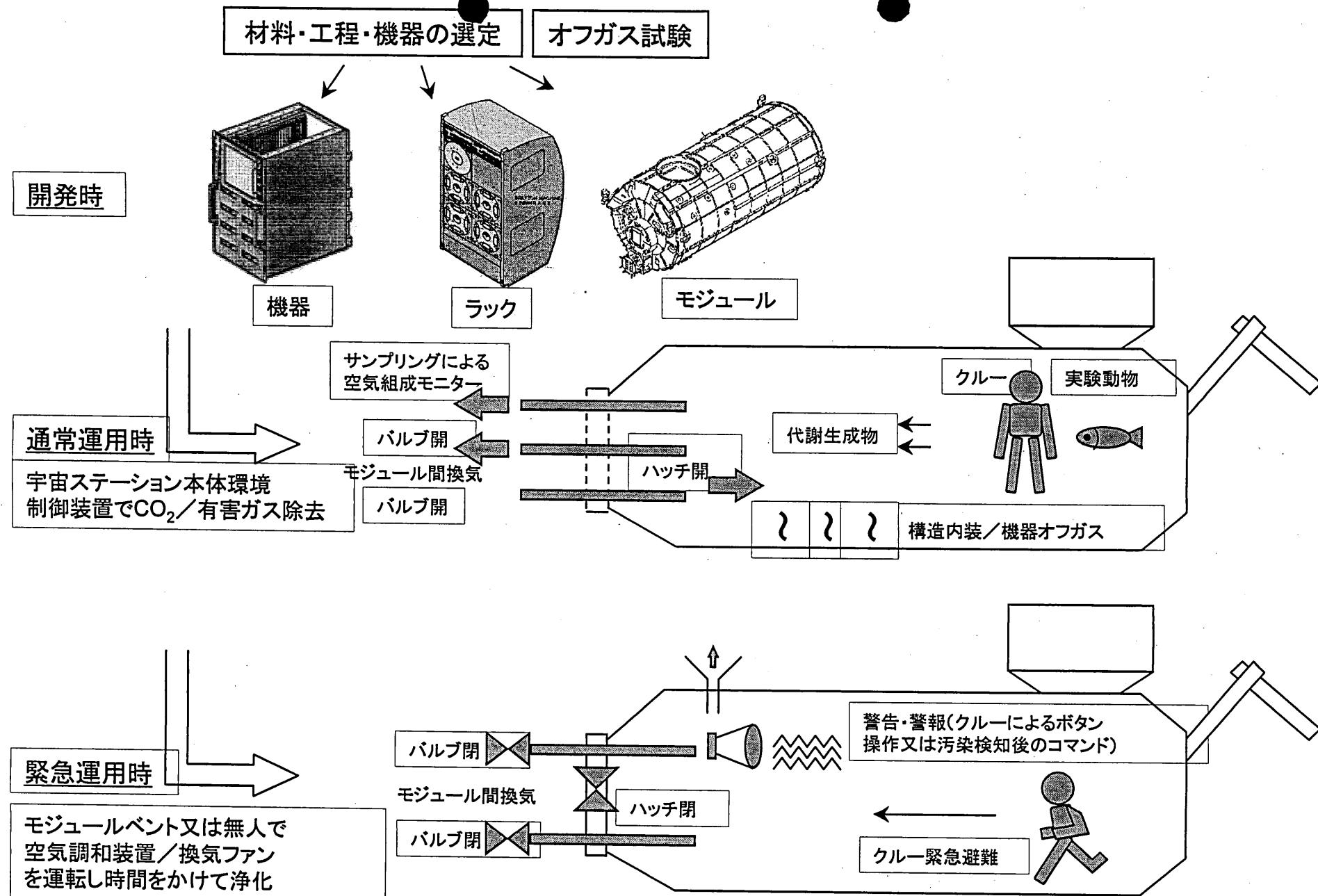


図-16 JEM汚染制御概念図

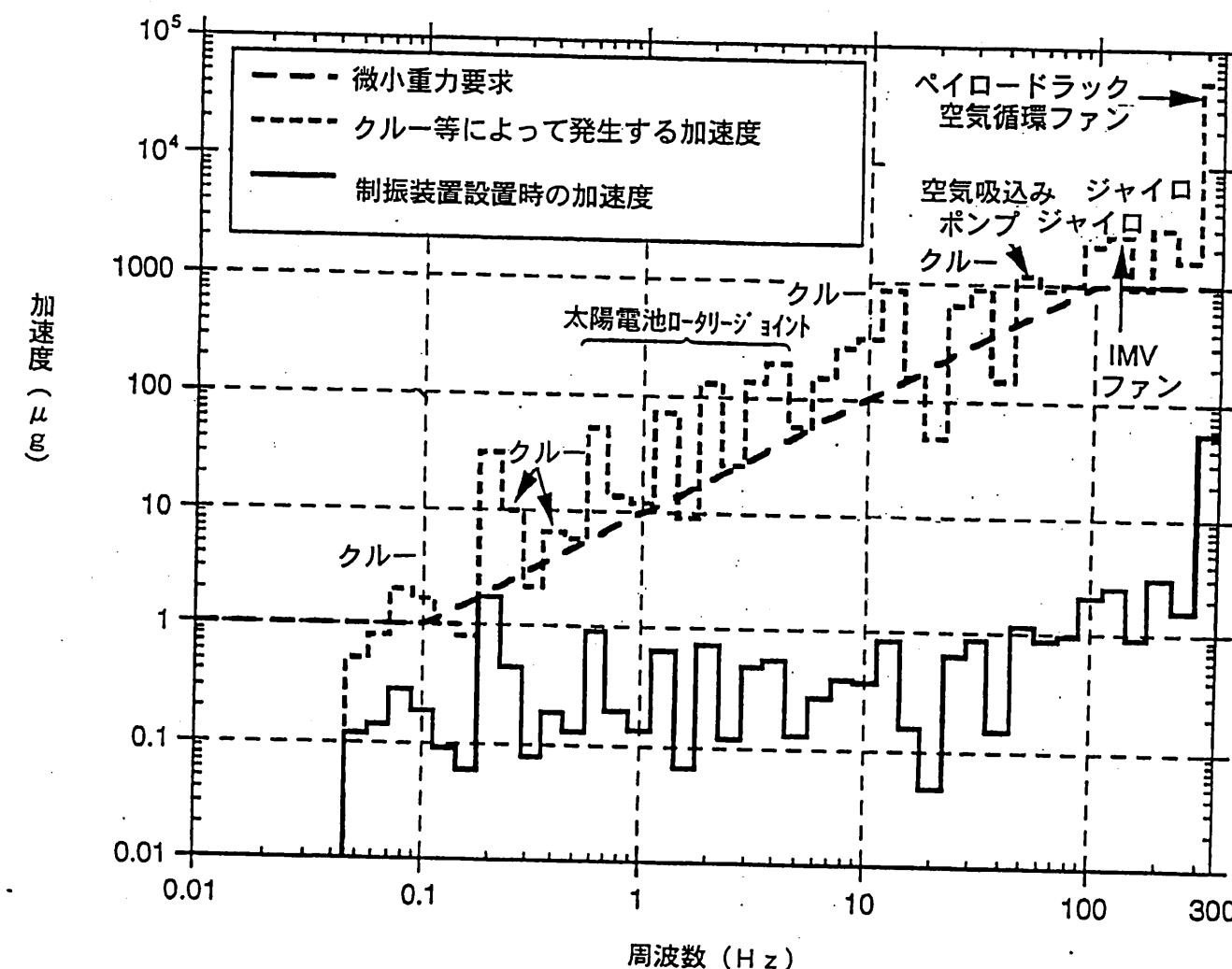
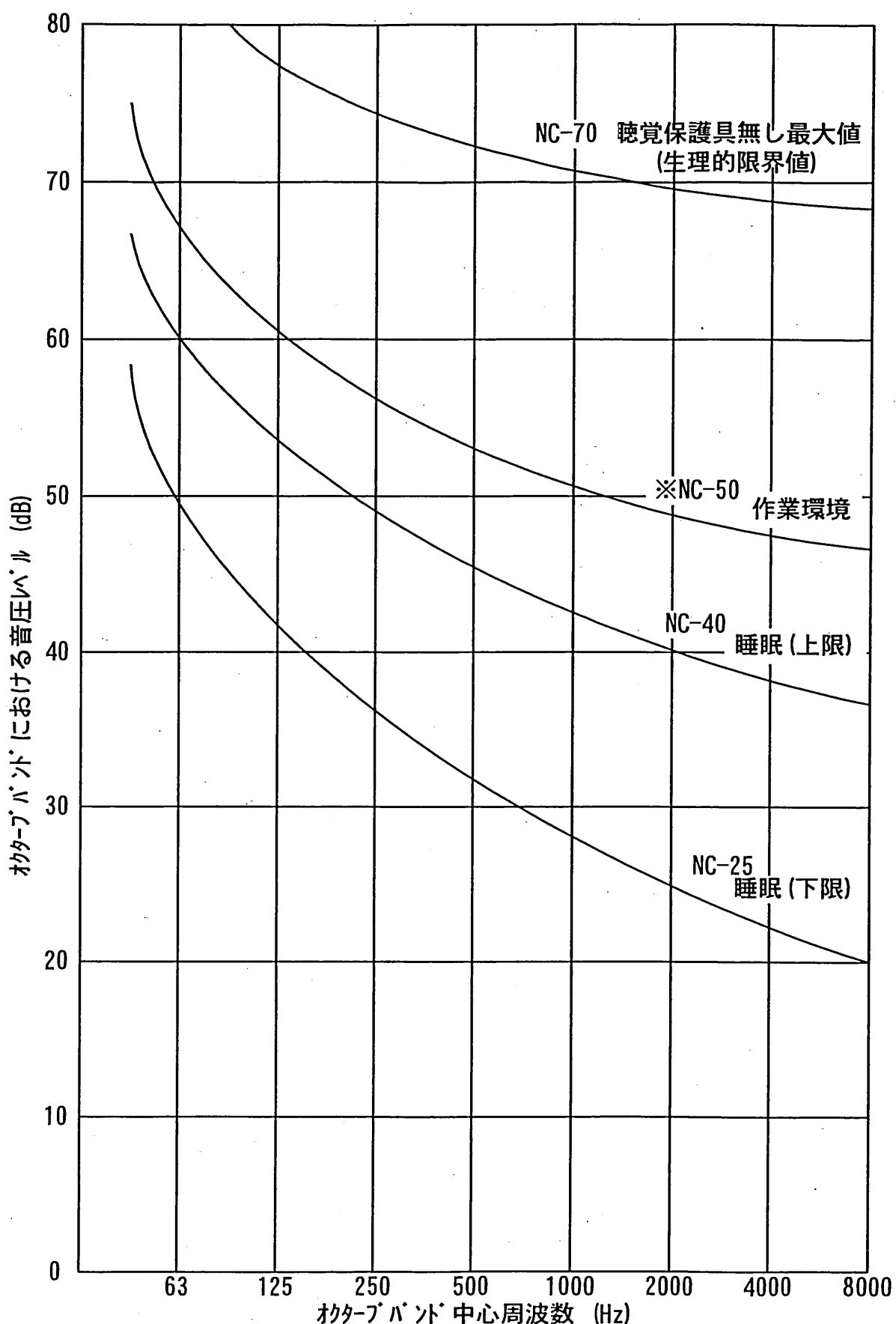


図-17 ISS微小重力環境



図一18 バックグラウンドノイズの基準

※ 住居空間における全騒音環境は、騒音発生源に対する任意の10秒における騒音の時間平均値がUS NC (Noise Criteria)-50を超えないこと

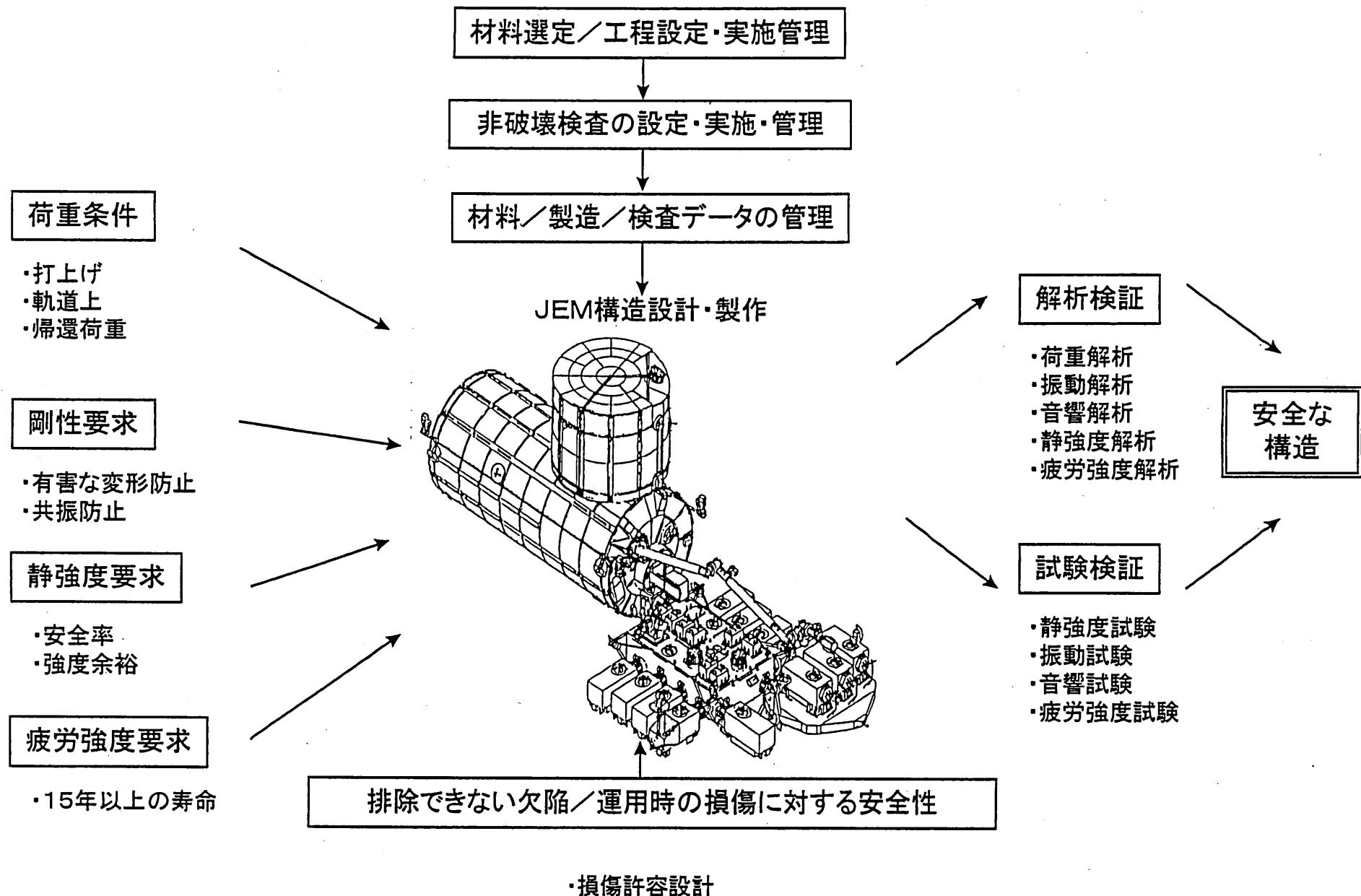


図-19 JEM構造開発フロー

表-4 曝露部／補給部曝露区／マニピュレータ親アーム強度試験

		曝露部		補給部曝露区		マニピュレータ親アーム	
		構造試験モデル	PFM (フロートライトモデル)	PM (プロトモデル)	FM (ライトモデル)	PM (プロトモデル)	FM (ライトモデル)
音響試験		●	●	●	○	● (与圧部組み合わせ)	○
モーダルサーベイ	打上げ形態	●	● (主構造) ○ (システム機器艤装形態)	N/A	● (主構造+タミヘイロト) ○ (システム機器艤装形態)	●	○
	軌道上形態	●	● (主構造) ○ (システム機器艤装形態)	N/A	● (主構造+タミヘイロト) ○ (システム機器艤装形態)	●	○
静強度試験	打上げ形態	● (制限荷重×1.0) ● (制限荷重×1.4)	● (制限荷重×1.2)	● (制限荷重×1.0) ● (制限荷重×1.2)	N/A	● (制限荷重×1.0) ● (制限荷重×1.4)	● (制限荷重×1.2) ブーム単体
	軌道上形態	● (制限荷重×1.5)	● (制限荷重×1.2)	● (制限荷重×1.5)	N/A	N/A	N/A

●…試験実施済み  
○…試験実施予定

表－5 与圧部／補給部与圧区／システムラック強度試験

		与圧部	補給部与圧区	ラック	
		構造試験モデル FM (フライトモデル)	P FM (プロトフライトモデル)	構造試験モデル FM (フライトモデル)	FM (フライトモデル)
モーダルサーベイ試験		●	N/A	●	●○ (*1)
圧力試験	保証圧力試験	●	●	●	N/A
	終極圧力試験	●	N/A	N/A	N/A
静強度試験	制限荷重試験	●	N/A	●	●
	1.2 X 制限荷重	N/A	N/A	●	N/A
	終極荷重試験	●	N/A	N/A	●
音響試験		●	N/A	N/A	●○ (*1)
ランダム振動試験		N/A	N/A	N/A	N/A
漏れ試験		●	●	●	N/A

●…試験実施済み

○…試験実施予定

(\*1)…電力ラックについて試験実施済み。

その他のラックについては今後試験を実施予定。

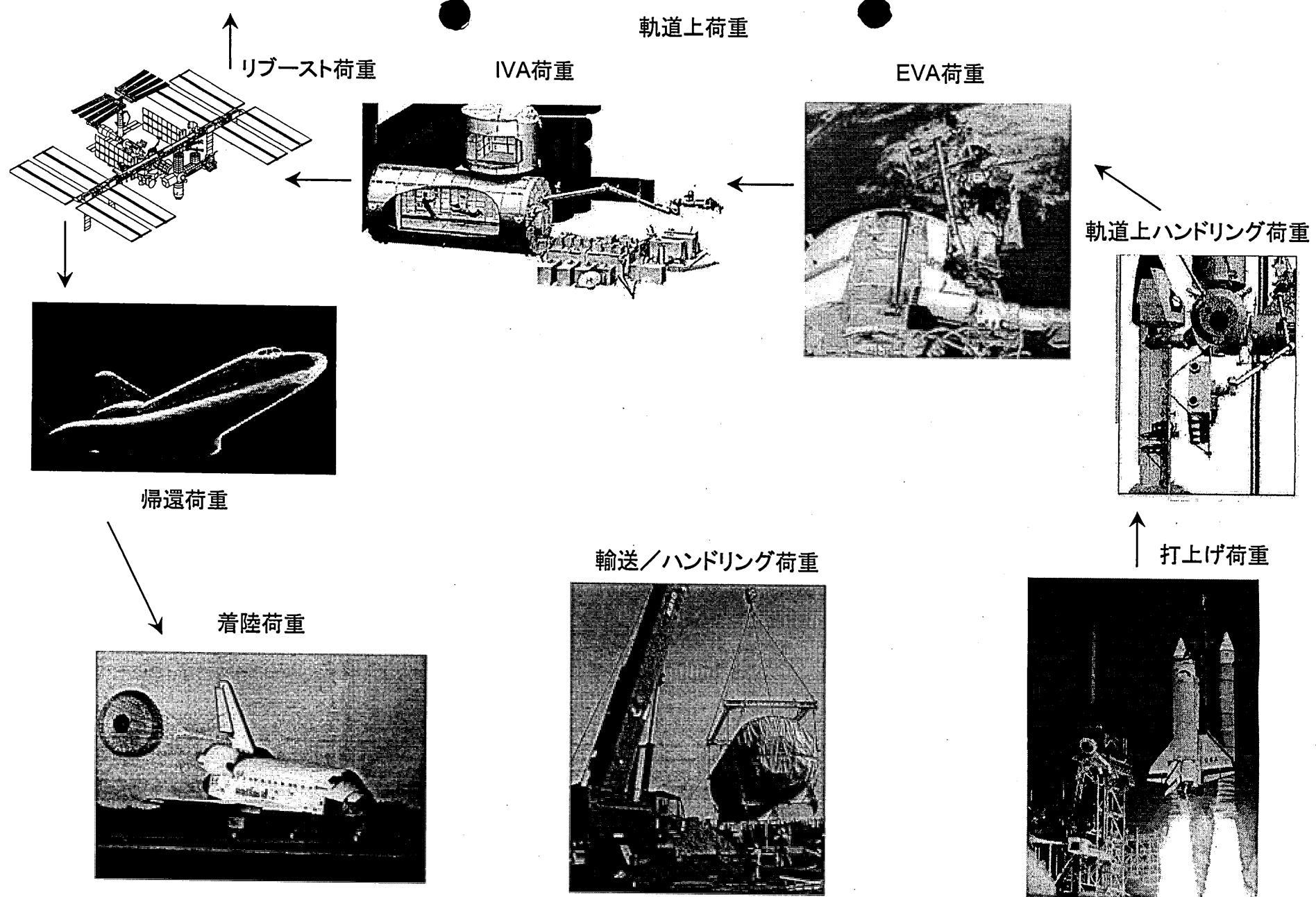


図-20 各種JEM荷重（地上輸送／ハンドリング、打上げ、軌道上、着陸）

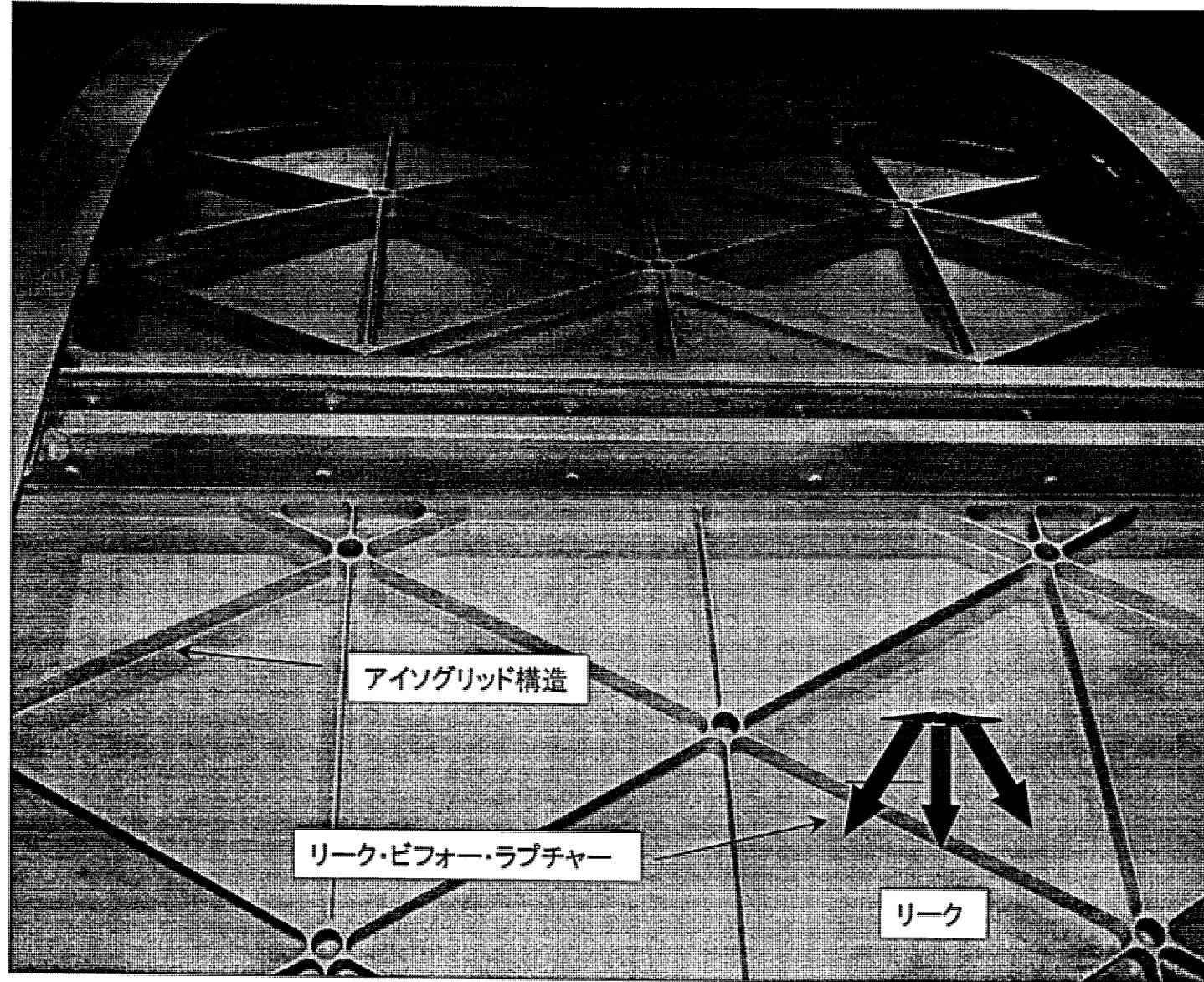


図-21 与圧構造の安全設計

表-6 各種構造に対する安全率（解析及び試験により検証される場合）

	降伏安全率	終局安全率
A 金属構造の安全率		
スペースシャトルによる輸送時	1. 0	1. 4
軌道上運用時	1. 1	1. 5
B 非金属構造の安全率		
a 不連続構造の場合		
スペースシャトルによる輸送時	N/A	2. 0
軌道上運用時	N/A	2. 0
b 不連続構造を含まぬ場合		
スペースシャトルによる輸送時	N/A	1. 4
軌道上運用時	N/A	1. 5
c その他構造の安全率		
配管、継手 ( $< 38 \text{ mm} \phi$ )	2. 0	4. 0
窓	2. 0	3. 0
配管、継手 ( $\geq 38 \text{ mm} \phi$ )、圧力容器 アクチュエータ、居住区、ハッチ等	1. 5	2. 0

（注）解析のみにより検証される場合は、降伏安全率1. 25、終極安全率2. 0

## インヒビットについて

「インヒビット」とは通常時に動作してはならない機能を不意に作動させることを防ぐために作動エネルギー源と作動機能との間に設ける物理的な遮断手段である。

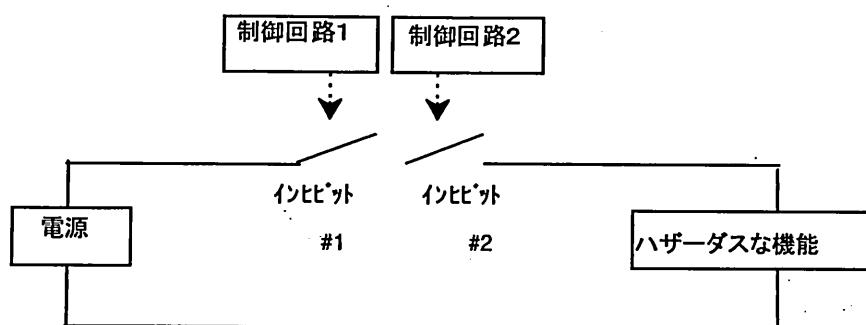
例：バッテリと発火装置との間のリレー又はスイッチ

推進剤タンクと推進装置との間のラッチバルブ

ハザード原因が存在するシステムを安全に運用するためには、機器に故障が発生した場合、又は誤操作があった場合でも不意にハザーダス機能が作動しないようにしなければならない。インヒビットを付加することにより、機器の故障／誤動作があってもすぐに事故となることが防止される。

また、あるひとつの故障で複数のインヒビットが同時に解除され、事故となることがないように、各インヒビットは独立性を持たせた設計としている。

複数の独立したインヒビットを付加することにより、故障又は誤動作によってもハザーダス機能を作動させないことでハザードに対する故障許容を実現している。



特に、カタストロフィックハザードについては、下図のように3個のインヒビットを設けることにしている。

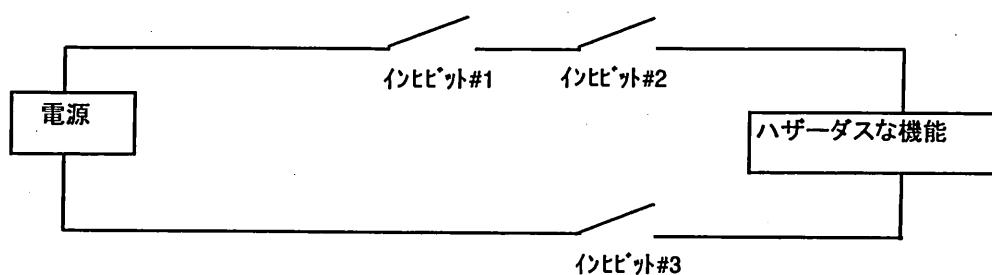


図-22 インヒビットによる安全設計

表－7 JEM安全設計の概要（1／2）

ハサード・タイトル	被害の度合い	発生類度	安全設計
NASDA-0001 火災	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・材料選定</li> <li>・電子機器の最悪温度解析を行い、発火源とならないことを確認</li> <li>・火災発生の場合には検知して電源遮断/消火</li> </ul>
NASDA-0002 水の漏洩	II	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・熱制御・ループのリークパス全てにシールの取付け</li> </ul>
NASDA-0003 環境空気汚染	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・材料選定</li> <li>・空調装置の冗長化</li> <li>・CO<sub>2</sub>漏れについては、最悪漏洩解析の実施</li> </ul>
NASDA-0004 環境空気悪化（温度、湿度、空気組成）	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・空調装置の冗長化</li> <li>・N<sub>2</sub>配管、カスホトルに対しては最悪漏洩解析の実施</li> </ul>
NASDA-0005 減圧	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・2故障発生時を考慮した最大設計圧力（MDP）設定</li> <li>・真空環境と隣接するシールに対しては2重シール+避難</li> </ul>
NASDA-0006 与圧部の破裂	I	D	<ul style="list-style-type: none"> <li>・圧力調整弁の冗長化</li> <li>・与圧部及びエアロック構造の安全余裕の確保</li> <li>・2故障発生時を考慮した最大設計圧力（MDP）設定</li> </ul>
NASDA-0007 圧力システムの破裂	I	D	<ul style="list-style-type: none"> <li>・圧力容器、配管等の部材強度の確保</li> <li>・2故障発生時を考慮した最大設計圧力（MDP）設定</li> </ul>
NASDA-0008 負圧による内破	I	D	<ul style="list-style-type: none"> <li>・最大負圧リリーフ弁の冗長化</li> <li>・2故障発生時を考慮した最大設計圧力（MDP）設定</li> </ul>
NASDA-0009 隕石/テフロンとの衝突	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・所定の非貫通確率を達成するためハシバを設置</li> </ul>
NASDA-0010 打上げ/上昇/下降時の荷重による構造破損	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・打上げ荷重に対する安全余裕の確保</li> </ul>
NASDA-0011 固定されていない機器との衝突	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・固定装置の不慮の作動防止</li> <li>・機構、構造類に対する安全余裕の確保</li> <li>・固定状態の確実な検知</li> </ul>
NASDA-0012 JEMマニピュレータとの衝突	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・コンピュータ制御による衝突防止設計</li> <li>・アーム接触時の荷重の低減</li> </ul>
NASDA-0013 回転機器との衝突	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・過回転防止設計</li> <li>・回転機器へのカバーの設置</li> </ul>
NASDA-0015 破損したガラス破片の散乱	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ガラスの強度確保</li> </ul>
NASDA-0016 電気ショック	I	C	<ul style="list-style-type: none"> <li>・電力コネクタの結合/分離時の電力遮断</li> </ul>

表－7 JEM安全設計の概要（2／2）

ハザード・タイトル	被害の度合い	発生頻度	安全設計
NASDA-0017 接触面温度異常	I	C	・システム/機器の最悪温度解析を行い、許容温度を確認 ・ヒーターに対しては故障許容設計
NASDA-0018 鋭利端部及び突起物	I (EVA) II (IVA)	C	・鋭利端部の除去及び防護カバーの設置
NASDA-0019 切断/挟み込み	I (EVA) II (IVA)	C	・機器の不慮の作動防止
NASDA-0020 過度の電離放射線	I	C	・テープリシールド、与圧隔壁、ラック、機器類により遮蔽
NASDA-0021 過度の騒音	I	C	・遮音材等の設置による防音設計
NASDA-0023 隔離/退避不能	I	C	・警告・警報ハーネルの設置 ・避難通路の確保
NASDA-0024 軌道上での荷重による構造破損	I	C	・軌道上荷重に対する安全余裕の確保
NASDA-0025 電磁干渉による機器誤動作	I	C	・電子機器の電磁放射/感受性に対する性能確保
NASDA-0026 不適切なEVA移動支援具	I	C	・EVA拘束具/移動支援具及びその配置の適切であることの確認
NASDA-0027 電波放射	I	C	・EVAクルーへの電波放射の禁止 ・放射範囲制限のためのアンテナ駆動メカニズムに対するストップ設置
NASDA-0028 EVAクルーに対する船外排気	I	D	・EVAクルー活動中の排気禁止
NASDA-0029 地上局から不適切なコマンド	I	C	・重要なコマンドの2段階確認後に地上からの送出

\* 「被害の度合い」「発生頻度」については、それぞれ該当するハザードレポートにおける最悪ケース  
 \* NASDA-0014及びNASDA-0022は欠番

被害の度合い

- I : 致命的
- II : 重大
- III : 軽微

発 生 頻 度

- A : Probable (時々)
- B : Infrequent (偶に)
- C : Remote (希に)
- D : Improbable (微少)

表-8 ハザードの被害の度合いと発生頻度のマトリクス

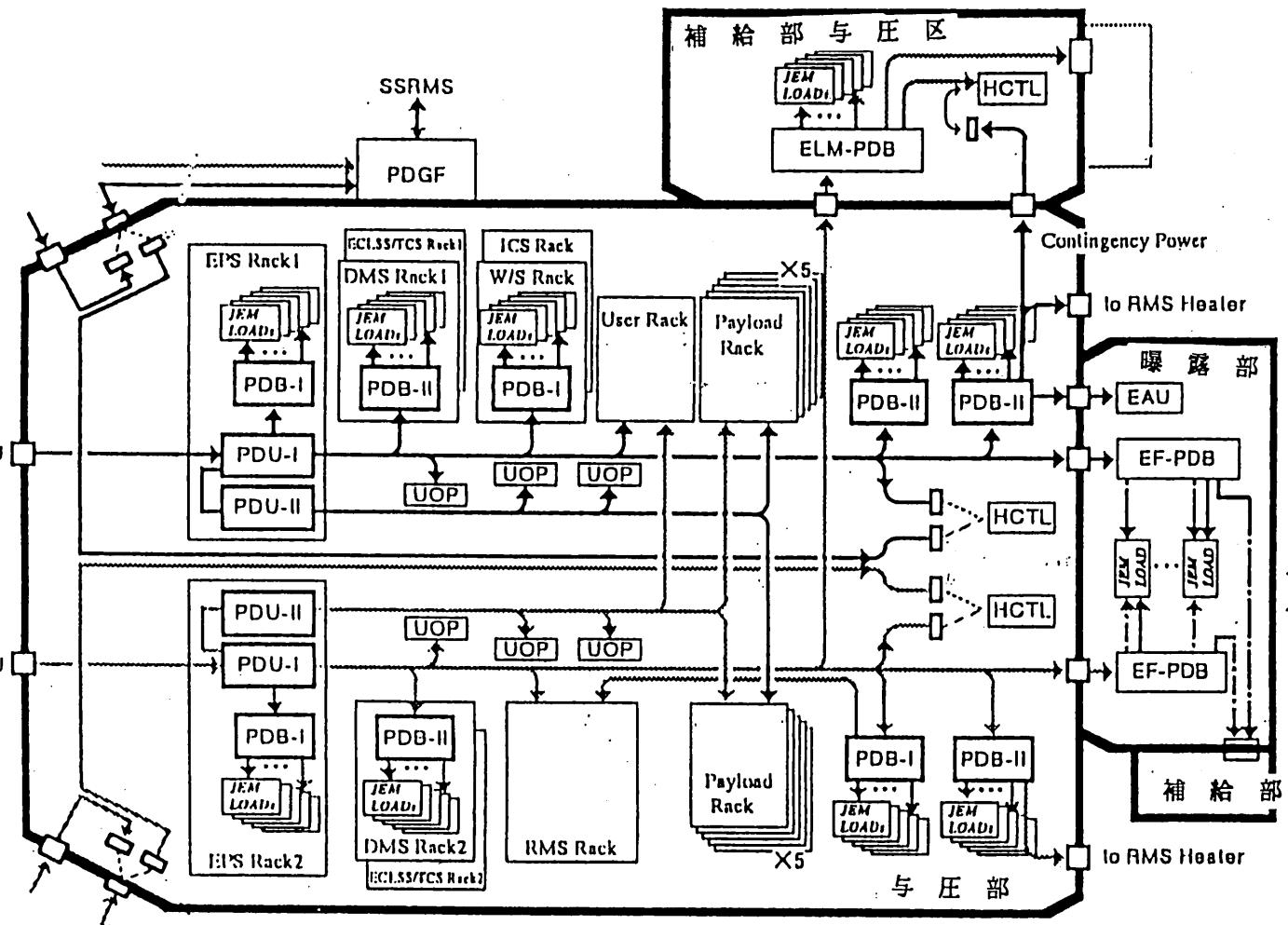
		被 害 の 度 合 い			合 計
		カタストロフィック (致命的) I	クリティカル (重大) II	マージナル (軽微) III	
発 生 頻 度	A	0	0	0	0
	B	0	0	0	0
	C	2 2	1	0	2 3
	D	4	0	0	4
	合 計	2 6	1	0	2 7

A : Probable (時々)

B : Infrequent (偶に)

C : Remote (希に)

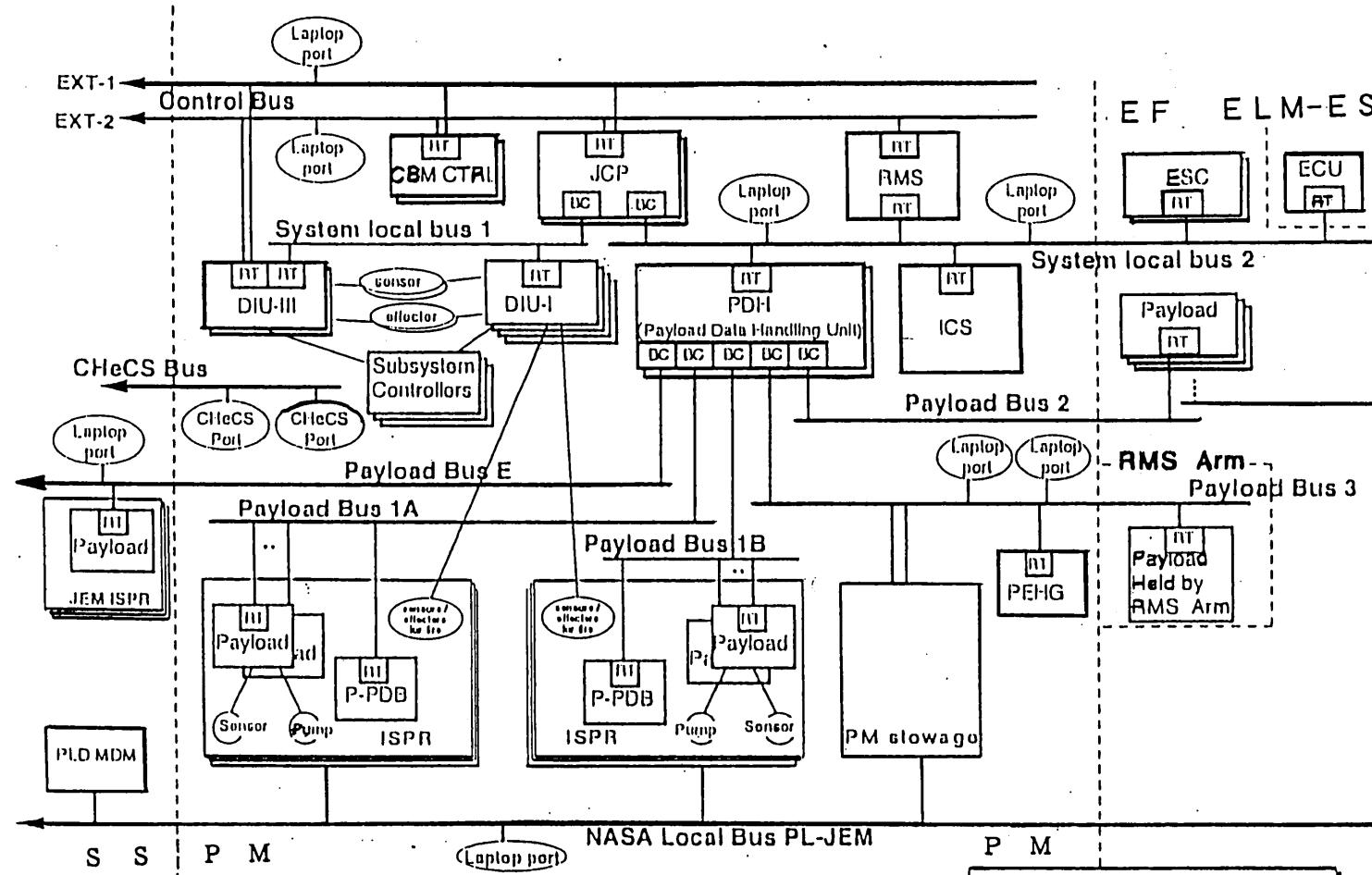
D : Improbable (微少)



DDCU	: Dc-Dcコンバータ
DMS	: データマネジメントシステム
EPS	: 電力系
HCTL	: ヒータコントローラ
ICS	: 衛星間通信
PDB	: 電力配電箱
PDGF	: グラブルフィクスティヤ (電力・通信インターフェース付き)
PDU	: 電力配電ユニット
RMS	: リモートマニピュレーターシステム
UOP	: ユーティリティアウトレットパネル
W/S	: ワークステーション

### 曝露区

図-23 JEM電力系



BC : バスコントローラ  
 CBM : 与圧モジュール統合機構  
 CHeCS : クルー・ヘルスケア・システム  
 DIU : データインターフェースユニット  
 ECU : 補給部曝露区制御装置  
 ESC : 曝露部制御装置  
 ISPR : 國際標準実験ラック  
 JCP : J EMコントロールプロセッサ

LAPTOP : 計算機端末  
 MDM : 多重化復調器  
 PDB : 電力配電箱  
 PDH : PLハンドリングユニット  
 PEHG : PLイーサネットハブゲートウェイ  
 RT : リモートターミナル  
 RMS : リモートマニュピュレータ

図-24 J EM通信制御系

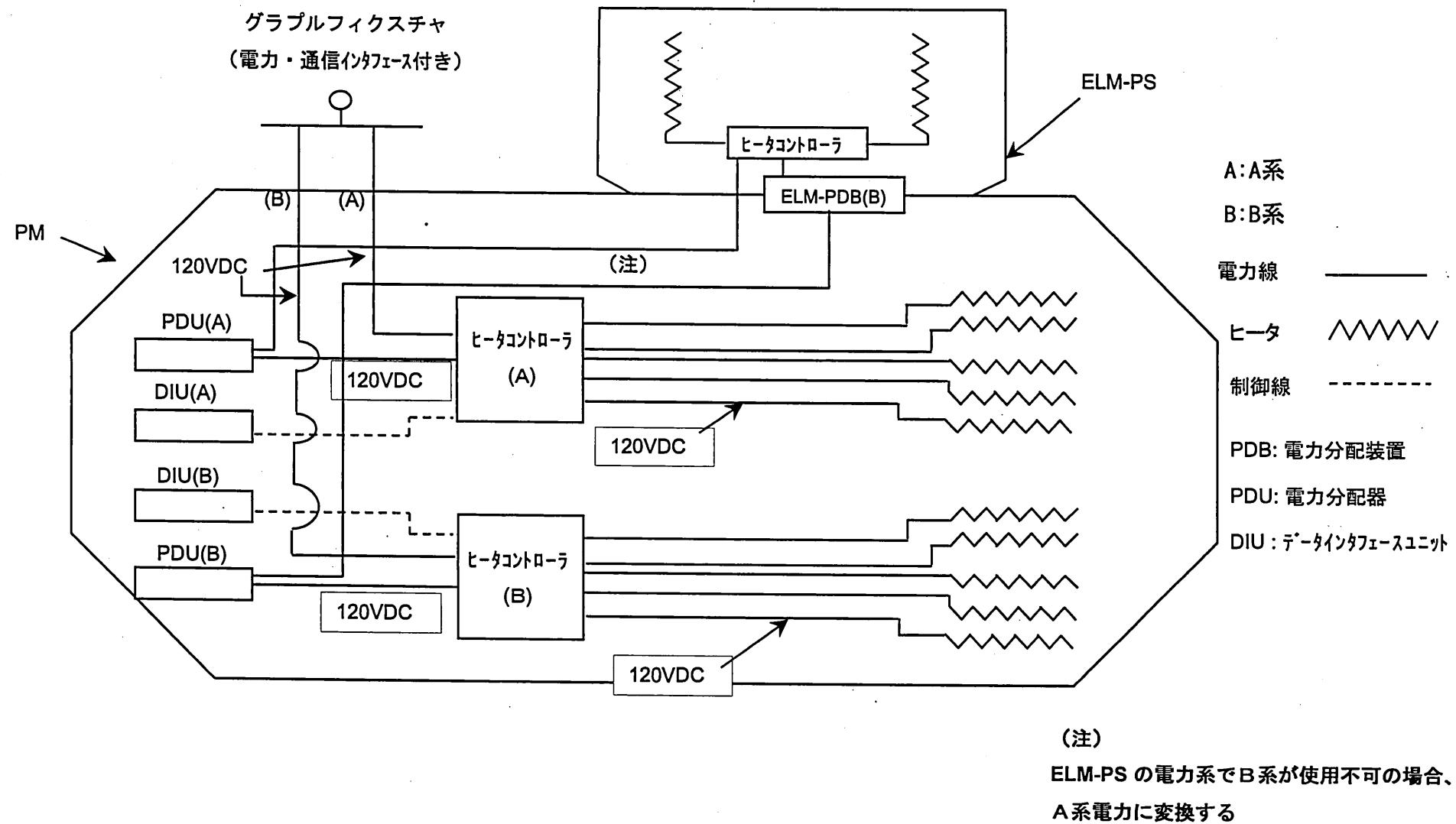


図-25 JEM PM/ELM-PS ヒータ系統図

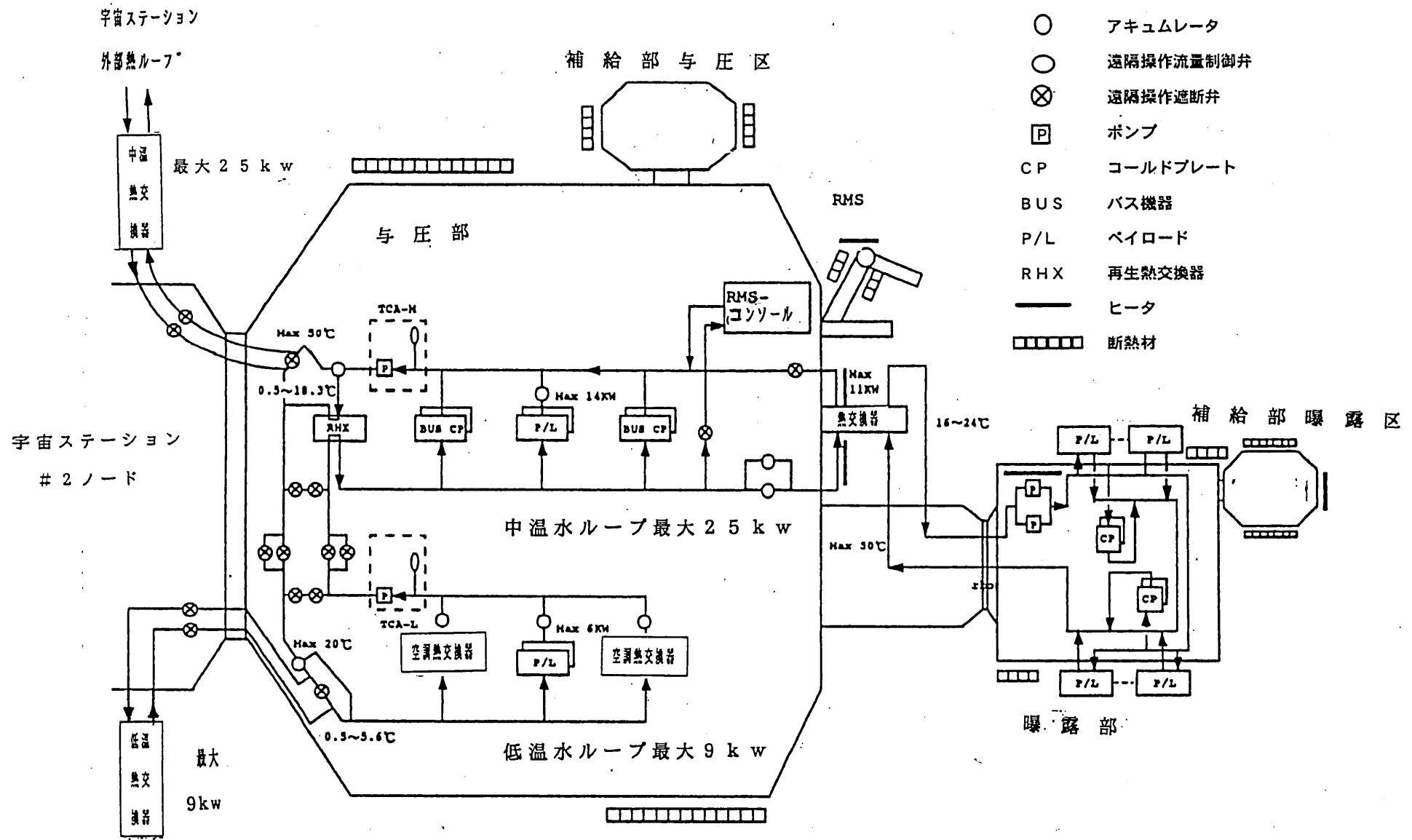


図-26 热制御系・水ループ

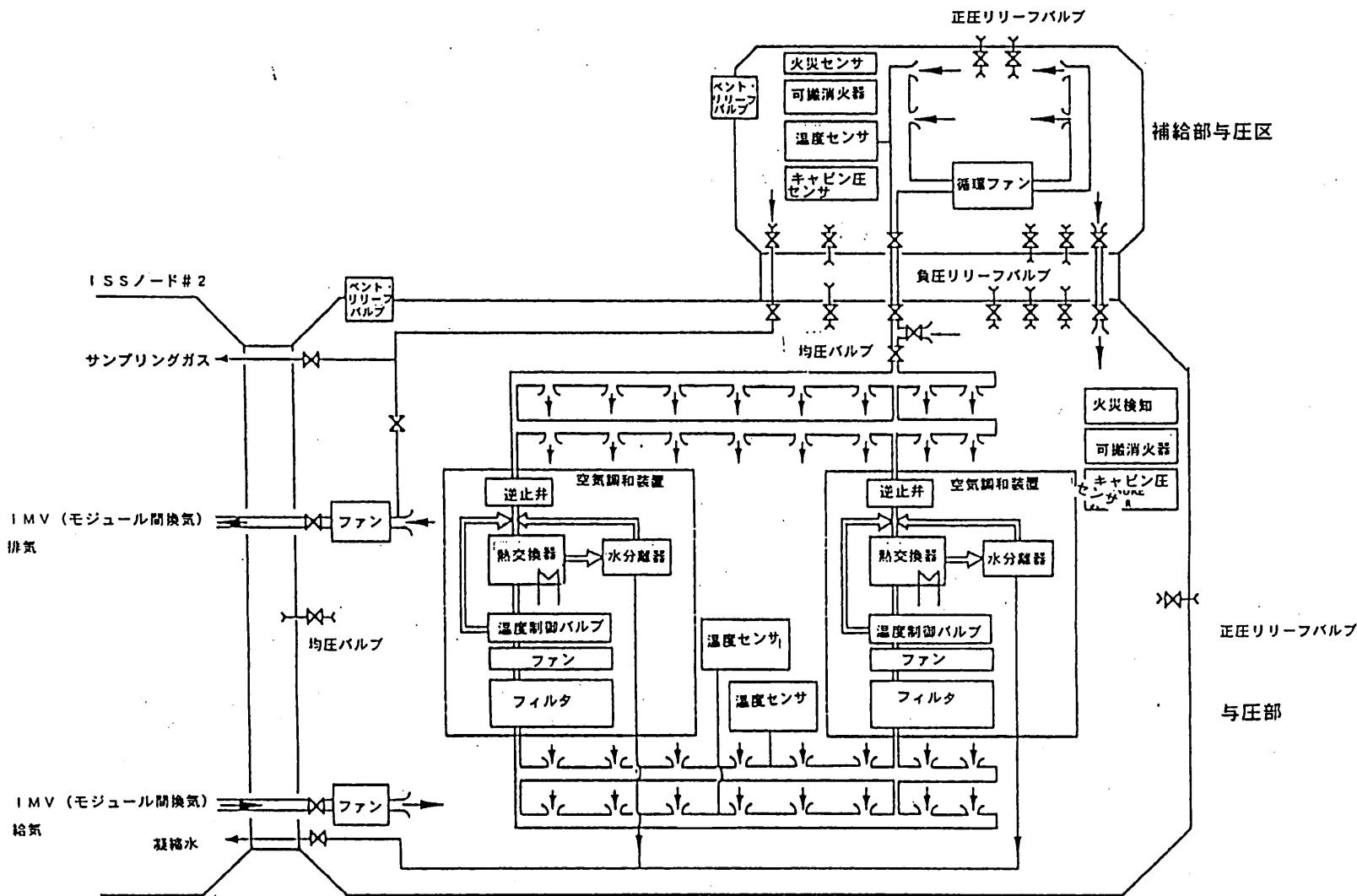
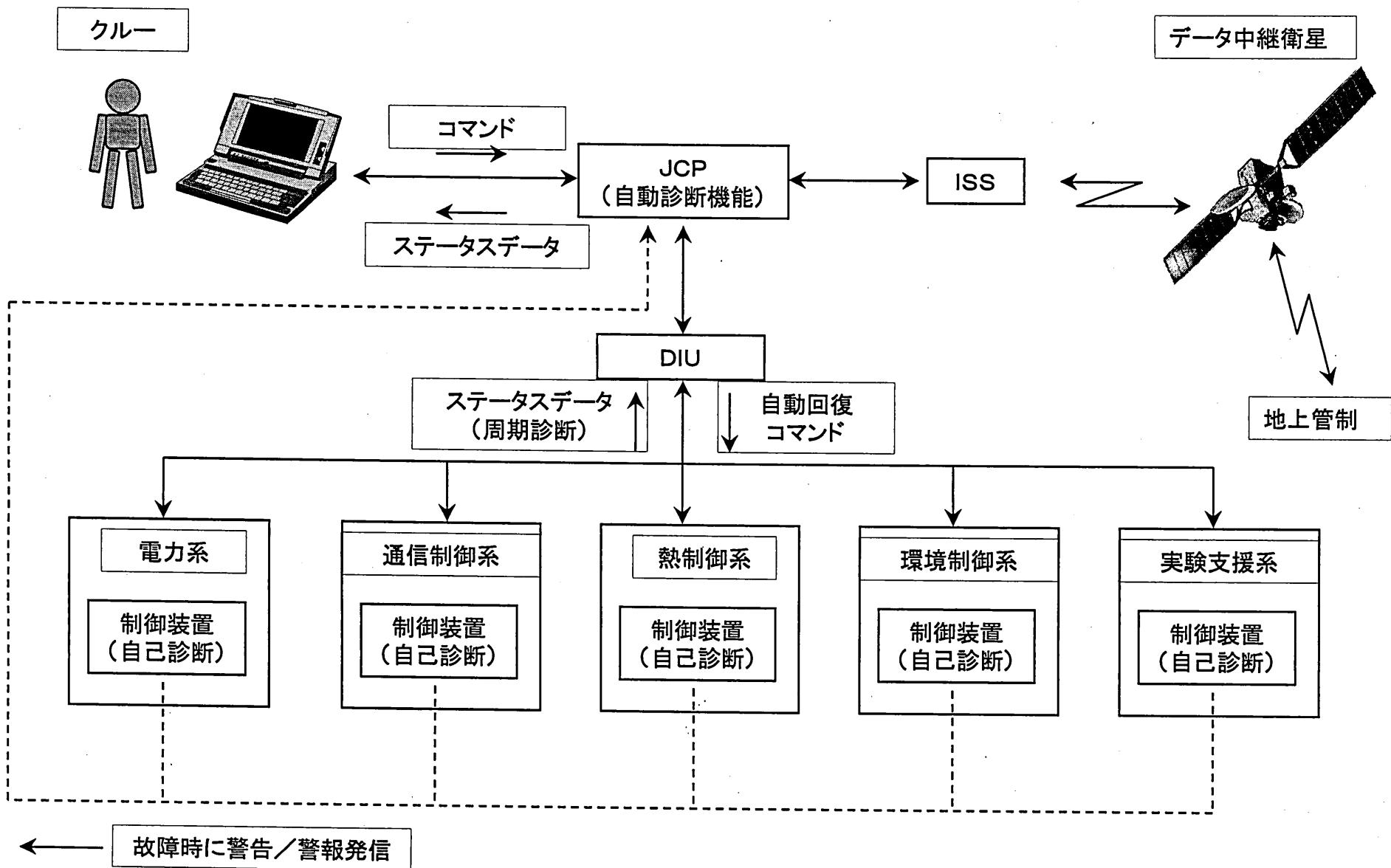


図-27 環境制御系

表-9 自動FDIR能力を有するJEM機能

JEMの機能	自動検知	自動識別/回復
大気温度制御	X	
大気湿度制御	X	
大気の循環	X	
安全に係わる不具合のアイソレーション	X	X
SSのモードのJEM内の維持	X	X
クルー入力とコマンドの受け付け	X	
機能ステータスデータ	X	X
Hazardous Condition Data	X	X
電力の分配	X	
モジュール内吸熱	X	
SSへの熱エネルギーの排出	X	
時刻信号の分配	X	
JEM曝露ペイロードのJEMRMSでの交換	X	



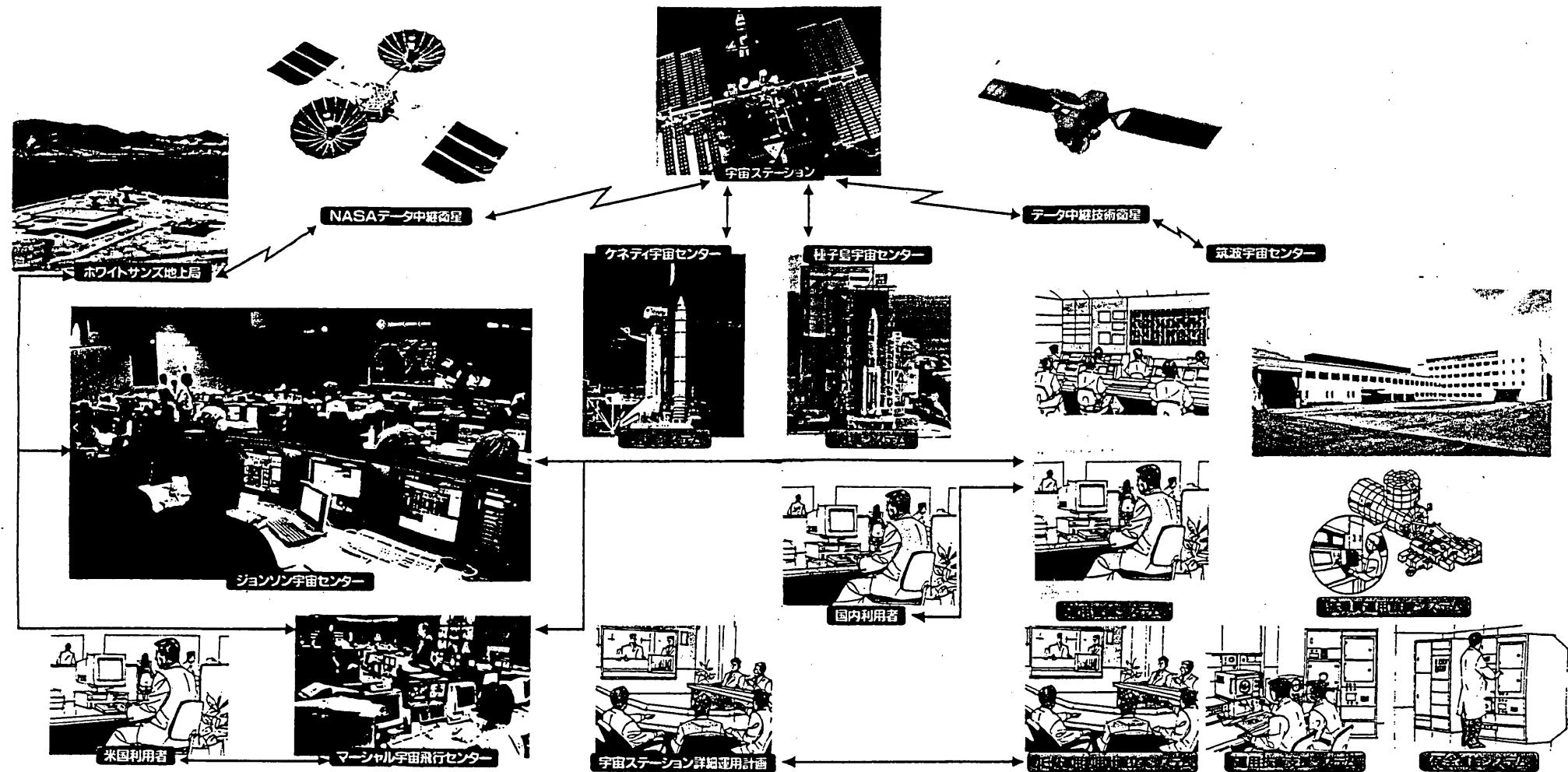


図-29 JEM運用管制システム構想

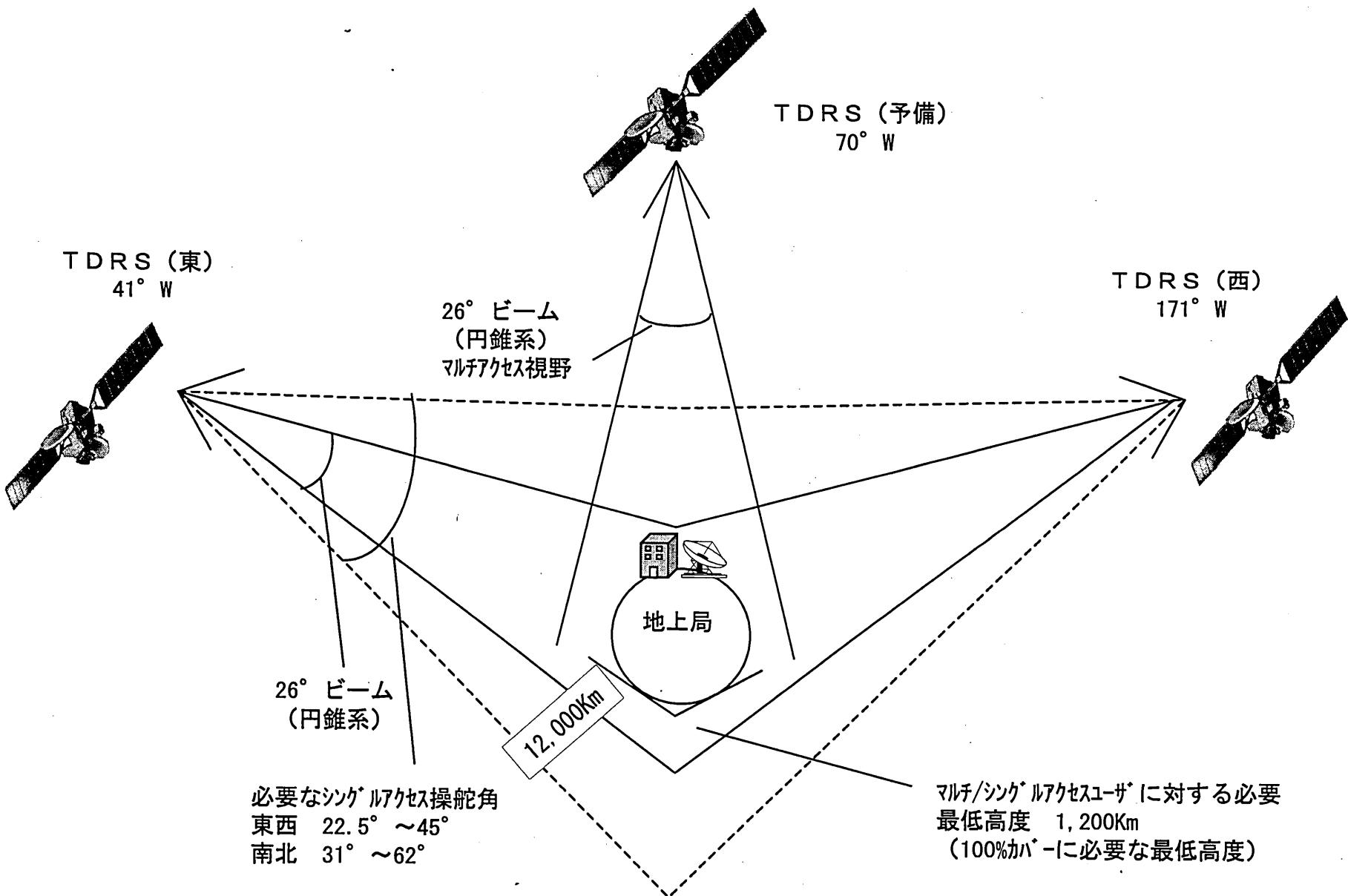
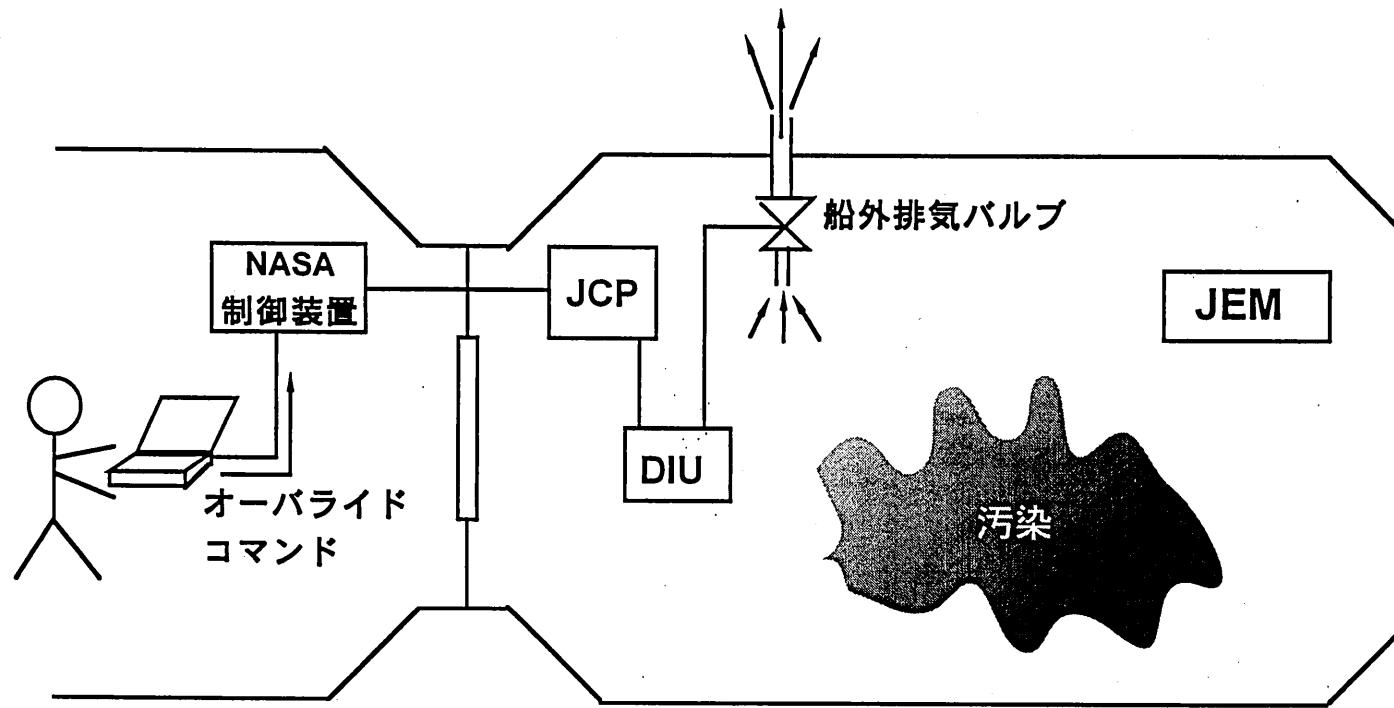
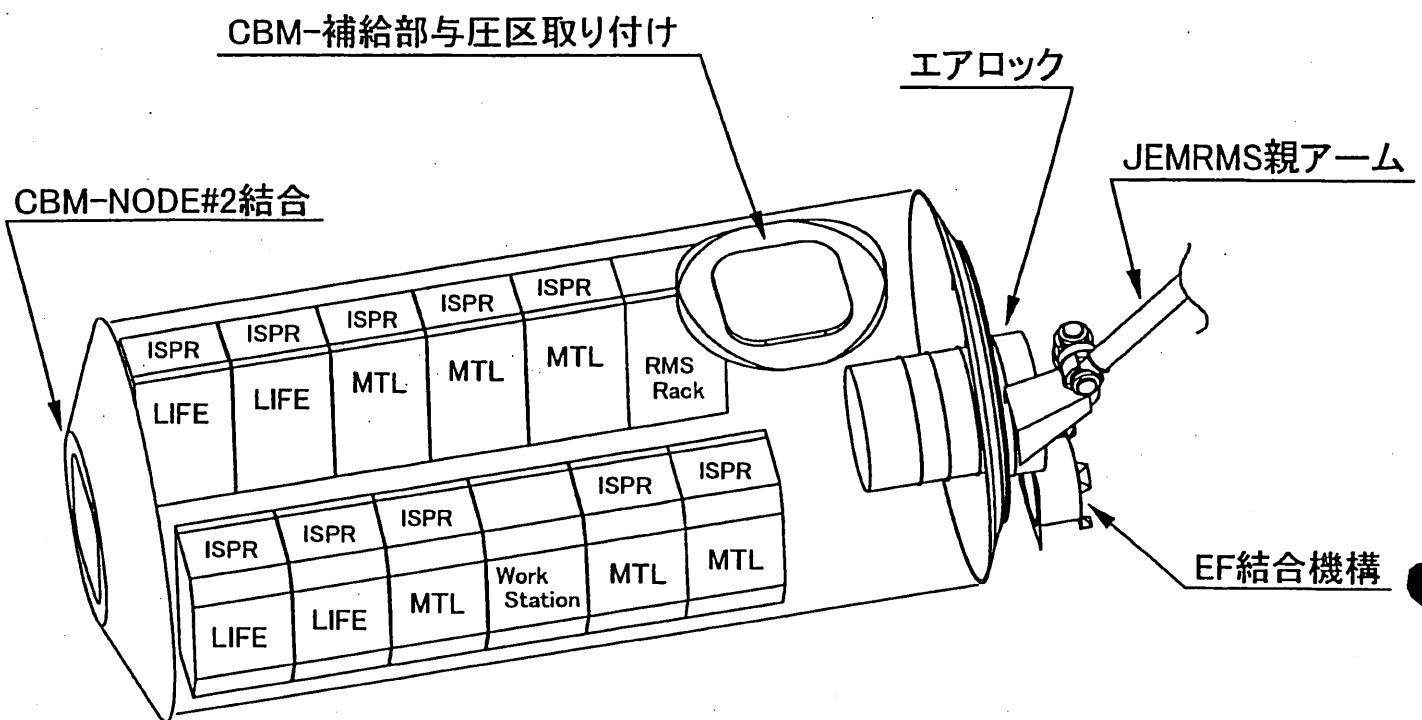


図-30 NASA追跡データ中継衛星システムの構成と制約

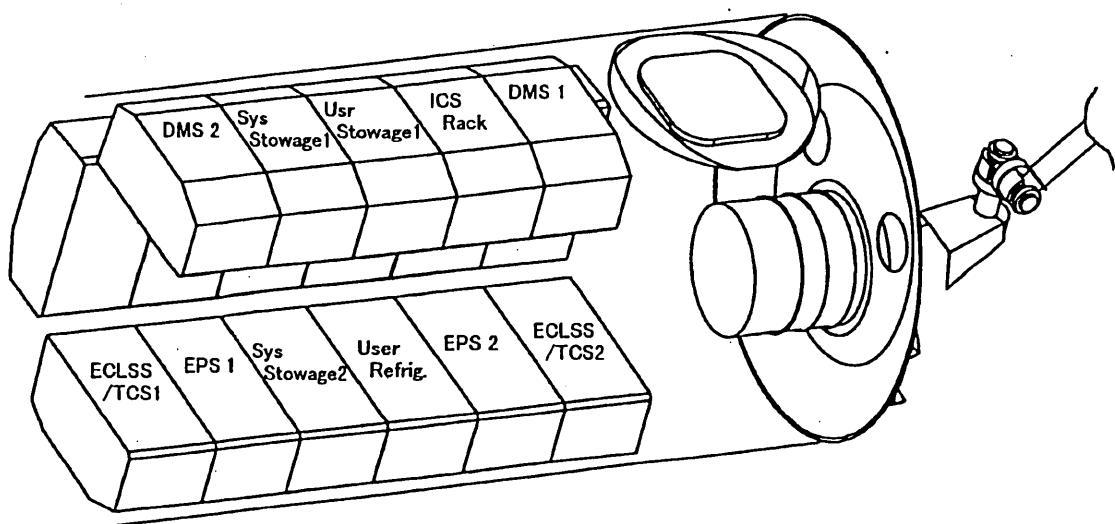


JCP : JEM管制制御装置  
DIU : データインターフェースユニット

図-31 オーバーライドの例



ワークステーションラック/RMSラック及び実験ラック(両サイド)



システムラック及び保管ラック(床下/天井)

図-32 JEM PMレイアウト

表－10 JEMの曝露領域における交換機器

システム	対象機器	
	EVR(ロボティクス対応)	EVA
与圧部		テレビカメラ／雲台／ビデオライトユニット
		曝露部熱交換器
		バンパー
曝露部	曝露部制御装置	テレビカメラ／雲台／ビデオライトユニット
	ポンプパッケージ	ヒータ制御装置
	曝露部配電箱	熱制御系インターフェースユニット
	ビデオスイッチャ	曝露部装置交換機構ドライバユニット
	サバイバル電力分配箱	子アーム保管装置
	曝露部ペイロード	
	子アーム	
補給部曝露区	曝露部ペイロード	
	曝露部用システム交換機器	
マニピュレータ		親アーム関節機構部
		親アーム関節エレクトロニクス装置
		親アームエンドエフェクタ
		親アーム肘部視覚装置
		親アーム手首部視覚装置

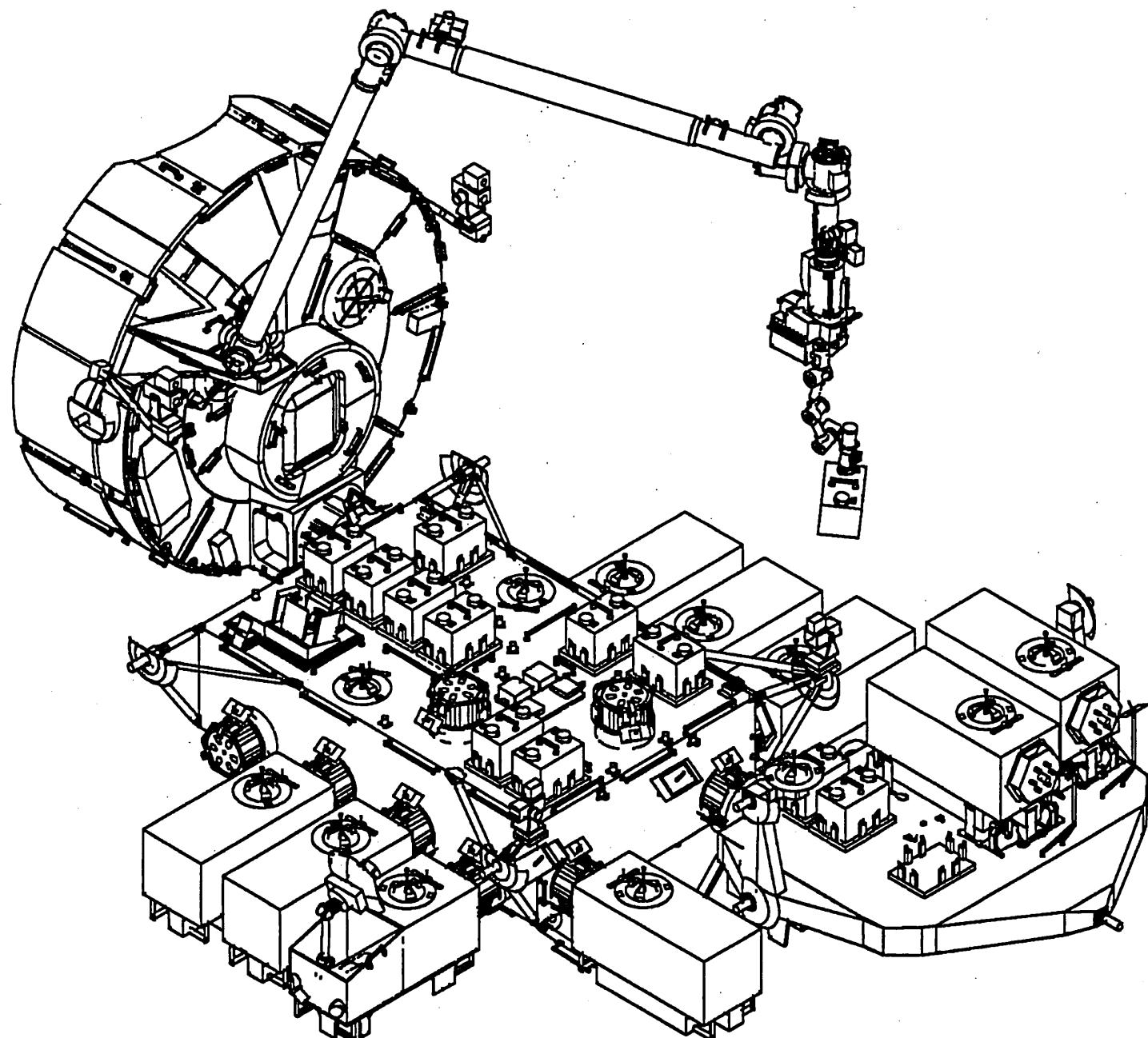
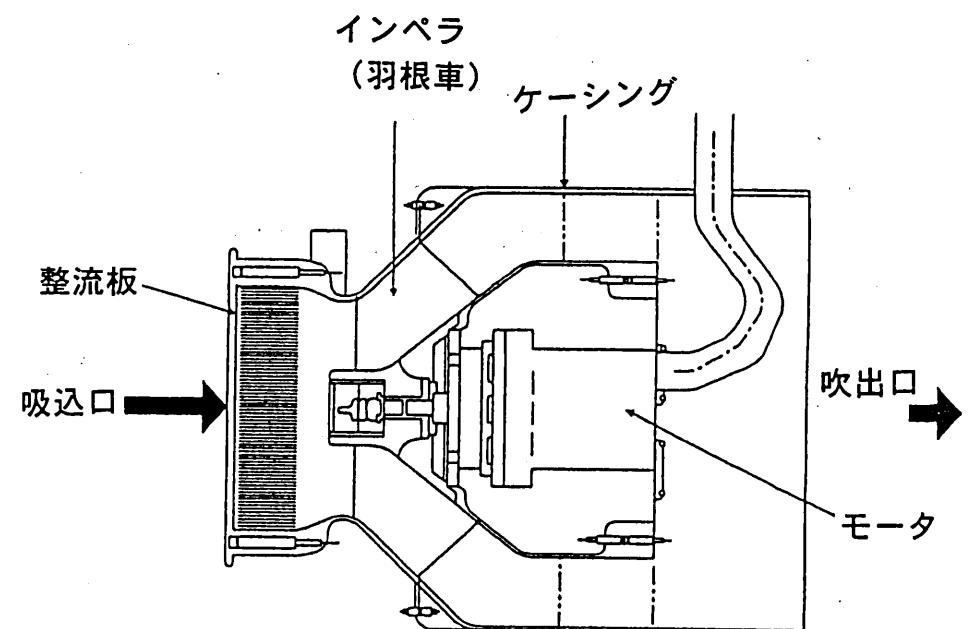
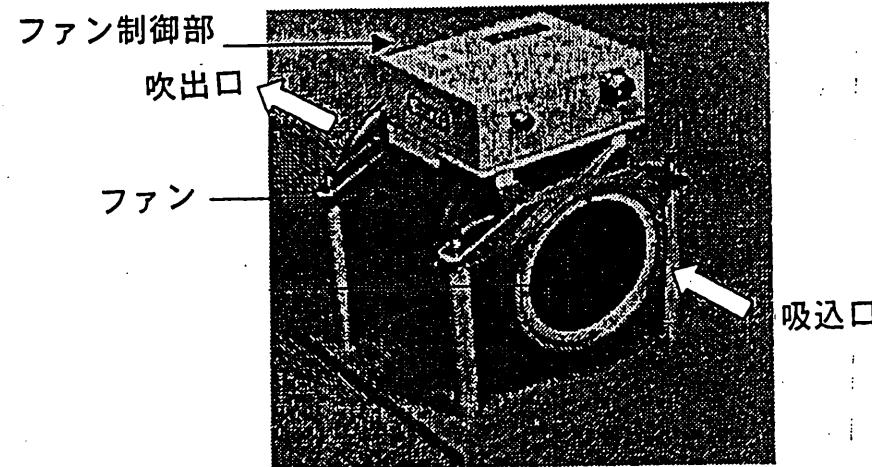
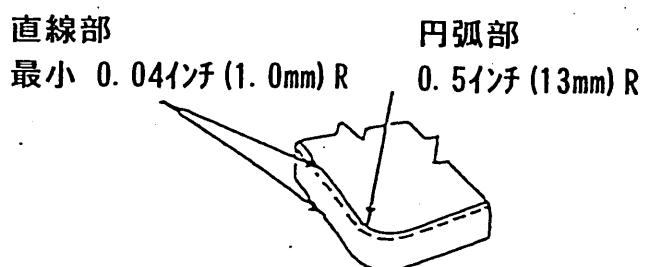


図-33 JEM RMSによる保全活動

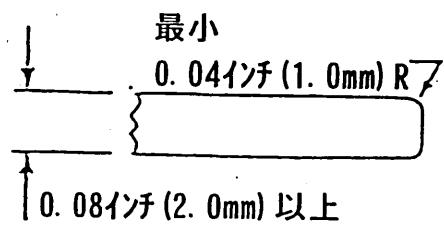


吸込口にはカバーが付けられ  
指の入らない設計となっている

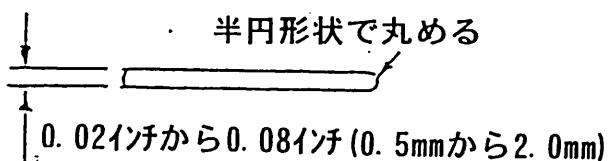
図-34 回転機器の安全化設計（換気ファン）



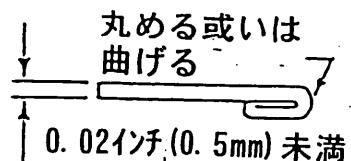
(a) 角の丸みに関する要求



(b) 曜露されている厚さ 0.08インチ (2.0mm)  
以上のエッジに関する要求



(c) 曜露されている厚さ 0.02インチから  
0.08インチ (0.5mmから2.0mm)までの  
エッジに関する要求



(d) 厚さ 0.02インチ未満のシート  
の曲げに関する要求

図-35 銳利端部防御設計

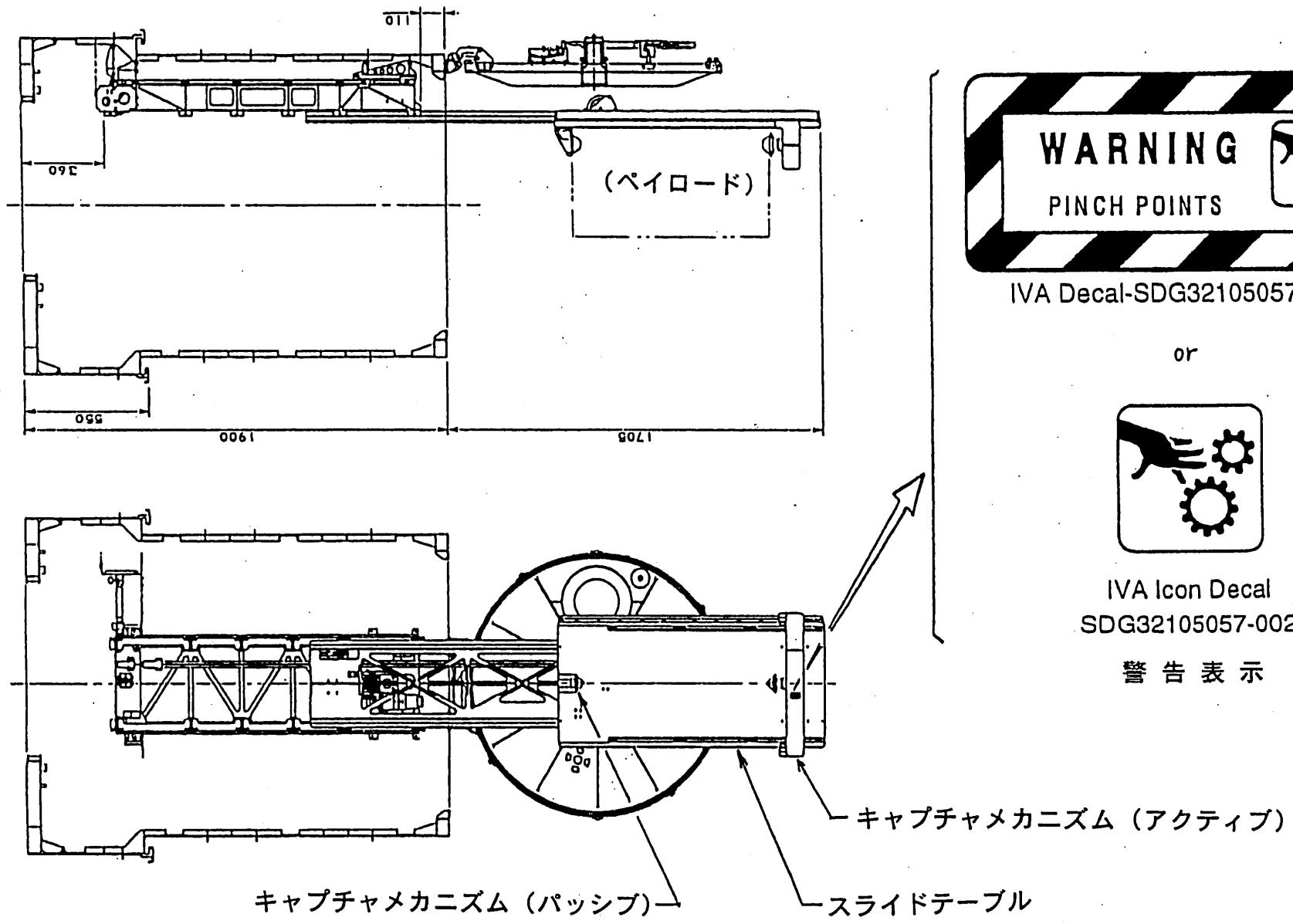


図-36 ハッチへの挟み込み防止

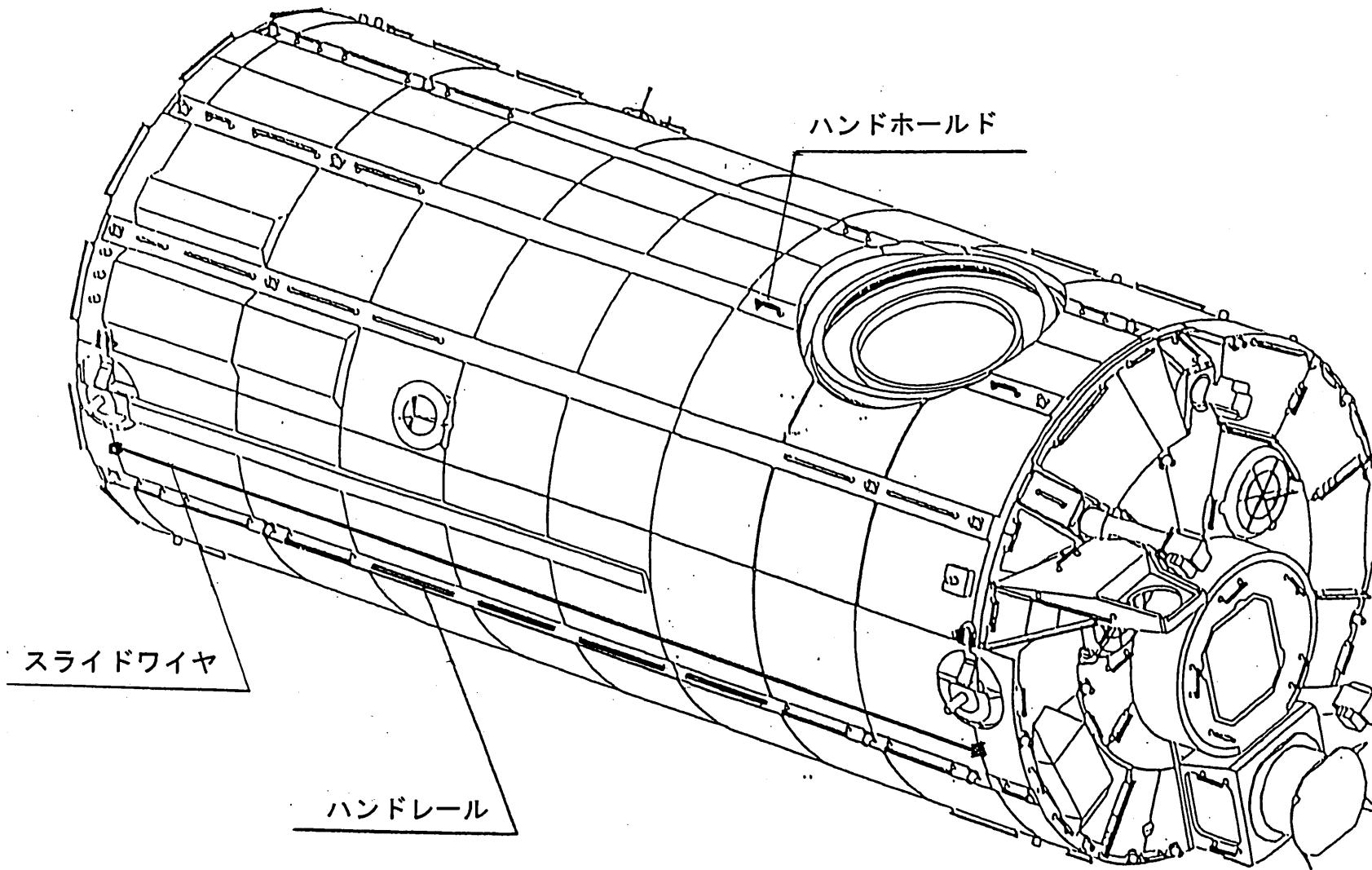


図-37 EVA移動補助具配置

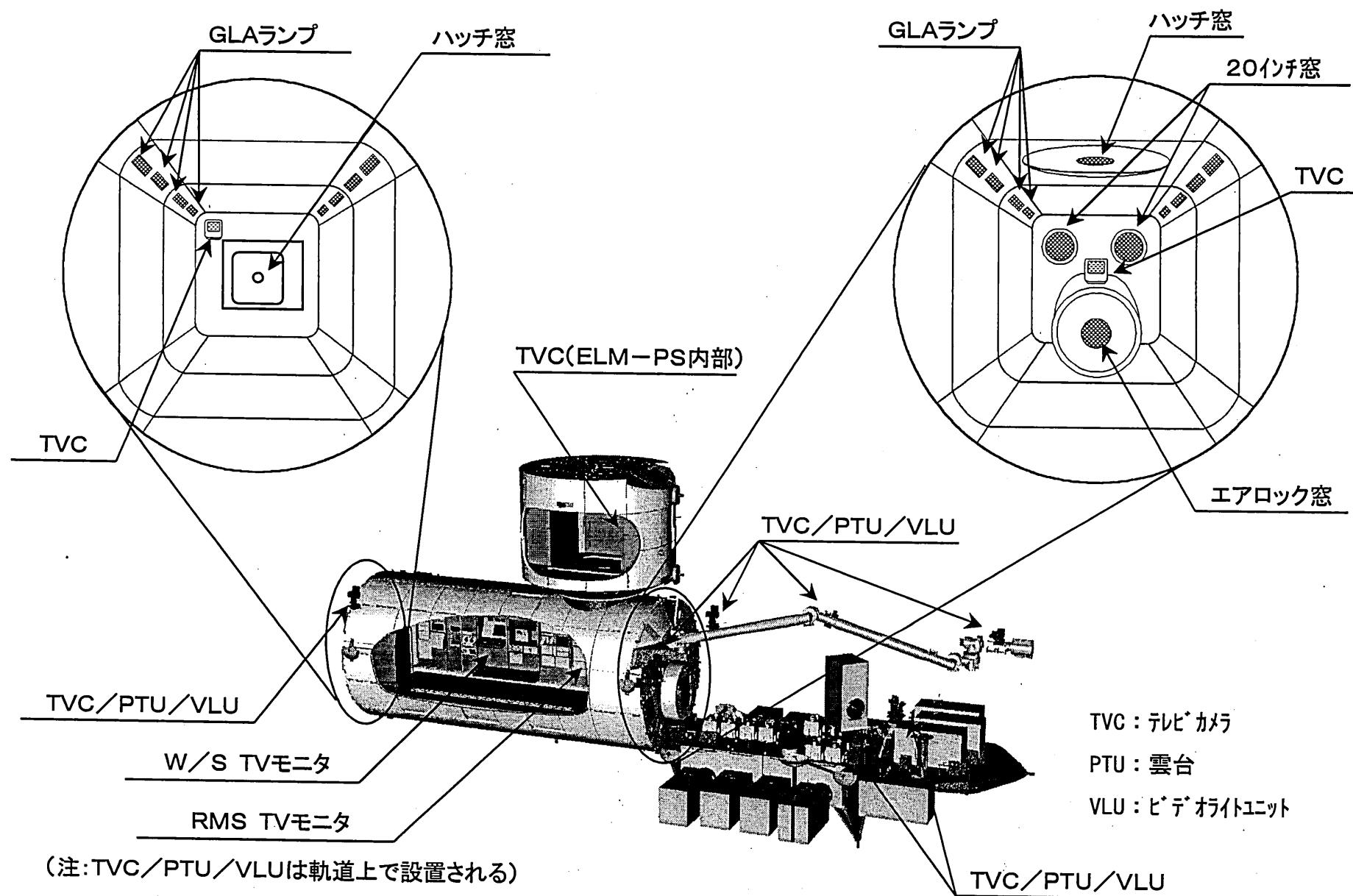


図-38 JEMの窓・照明・カメラ

J E M 内部照明系統図

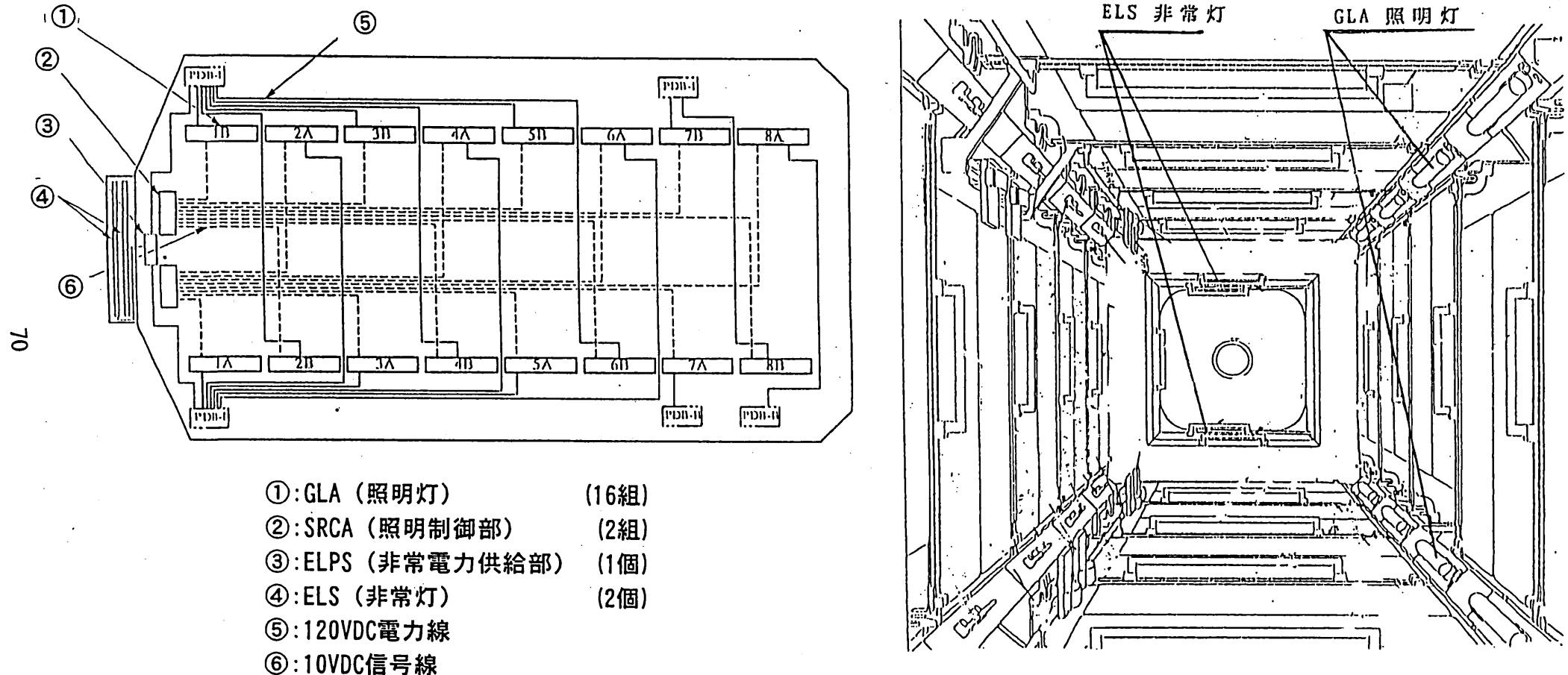


図-39 J E M の内部照明

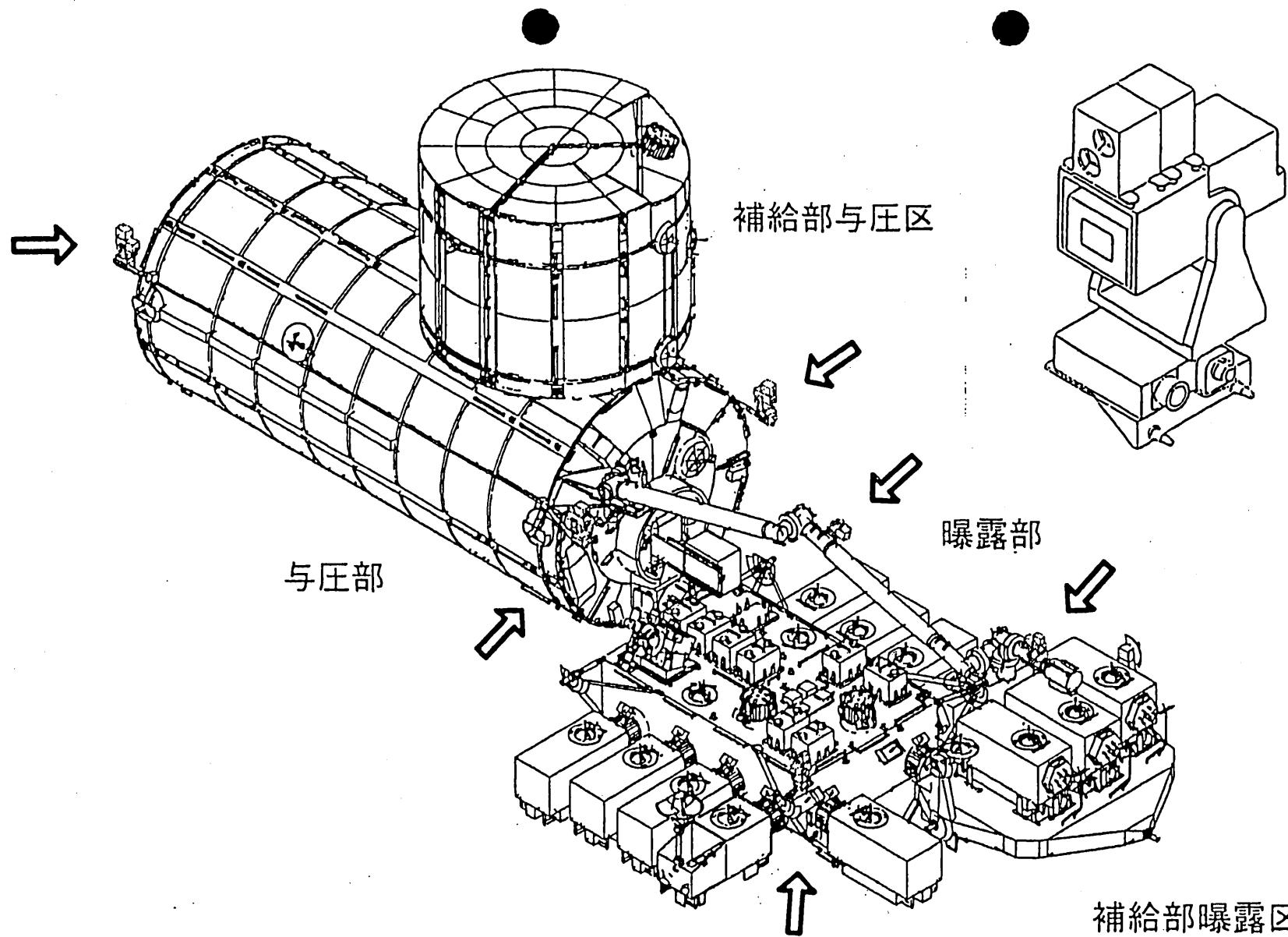
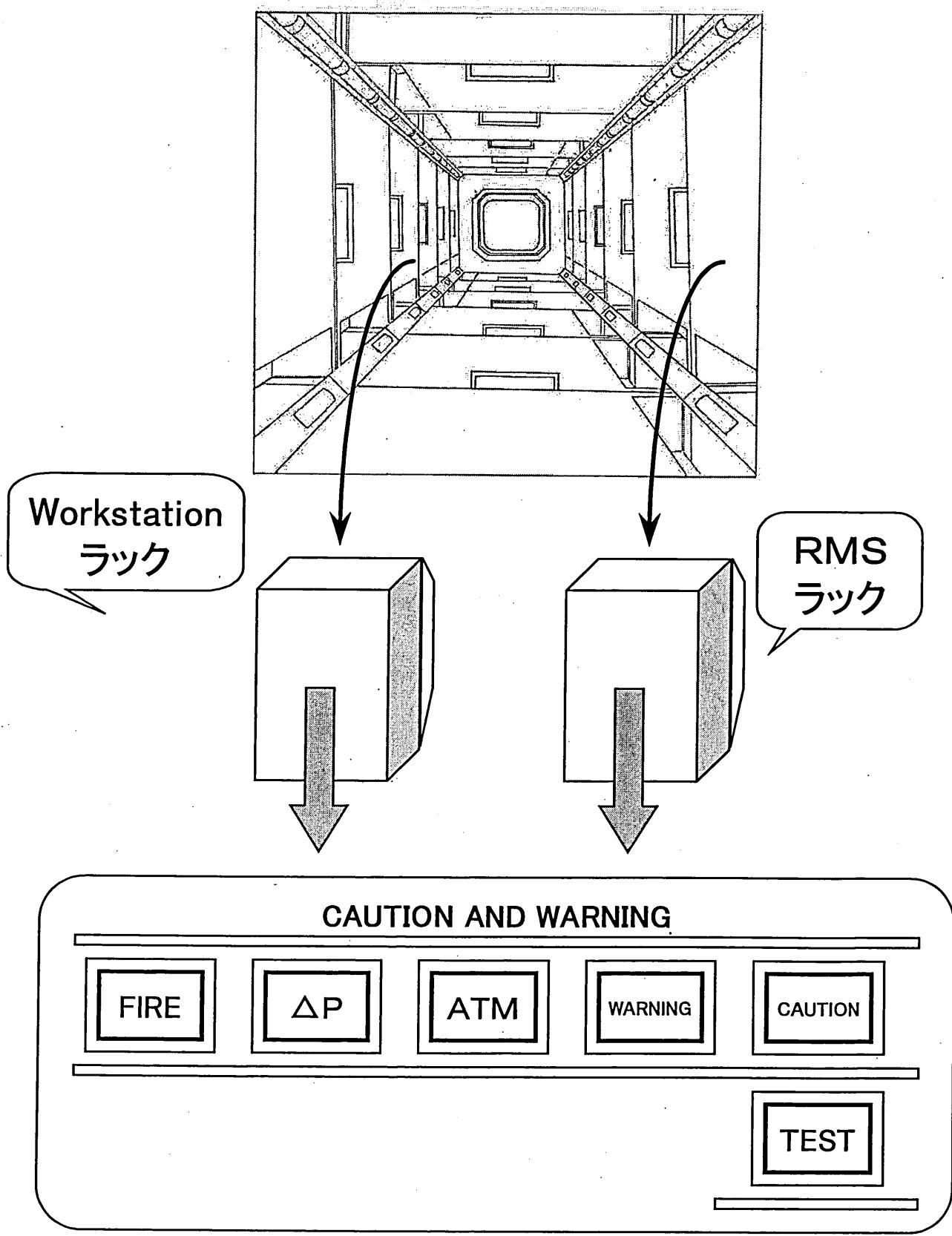


図-40 JEM外部照明／ビデオカメラ

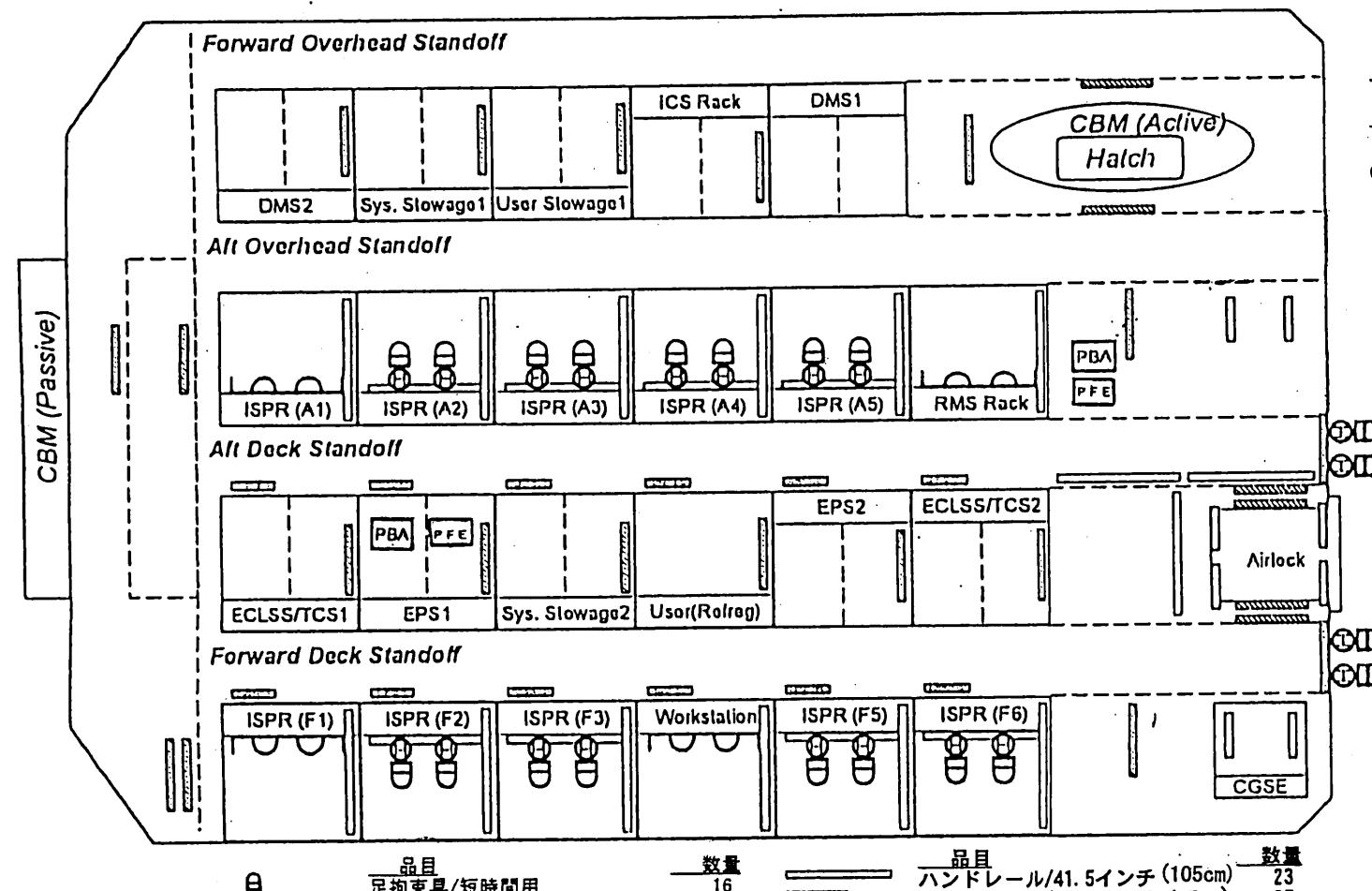


(火災)

(減圧)

(汚染)

図-41 警告・警報パネル



品目	数量	品目	数量
足拘束具/短時間用	16	ハンドレール/41.5インチ (105cm)	23
アンカ足拘束具	4	ハンドレール/21.5インチ (55cm)	25
足拘束具/長時間用	4	ハンドレール/8.5インチ (22cm)	20
脚部用拘束具	2	シートトラック機器拘束具	10
調整式テザー	3	区分型ポスト	4
保管袋	1	ハンドレール機器拘束具	20

(注記) 記号が示されていない品目はシートトラック取付となる。

図-42 IV A 拘束具／移動補助具配置

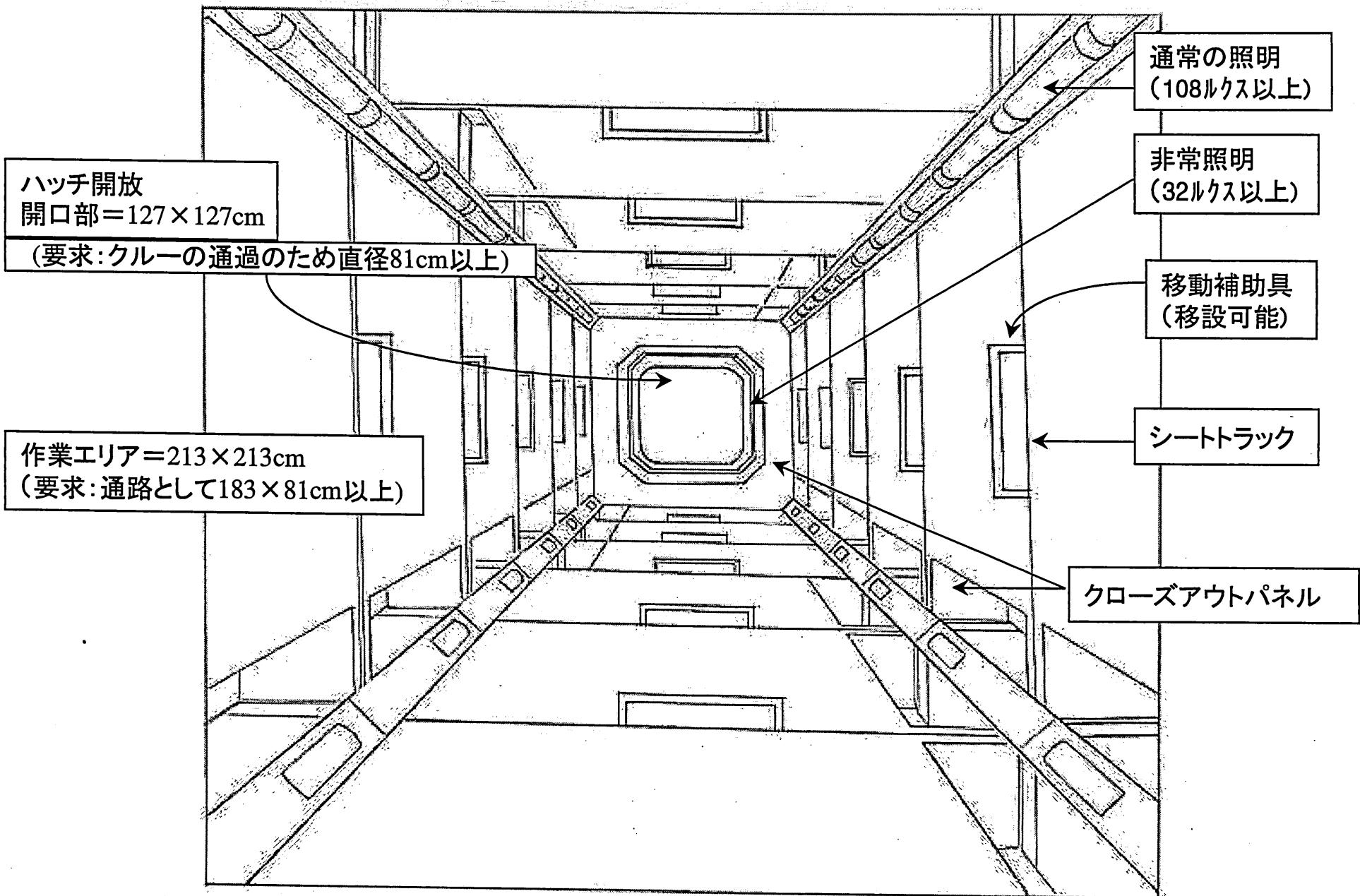


図-43 与圧部内配置（エアロック側よりノードハッチを見る）

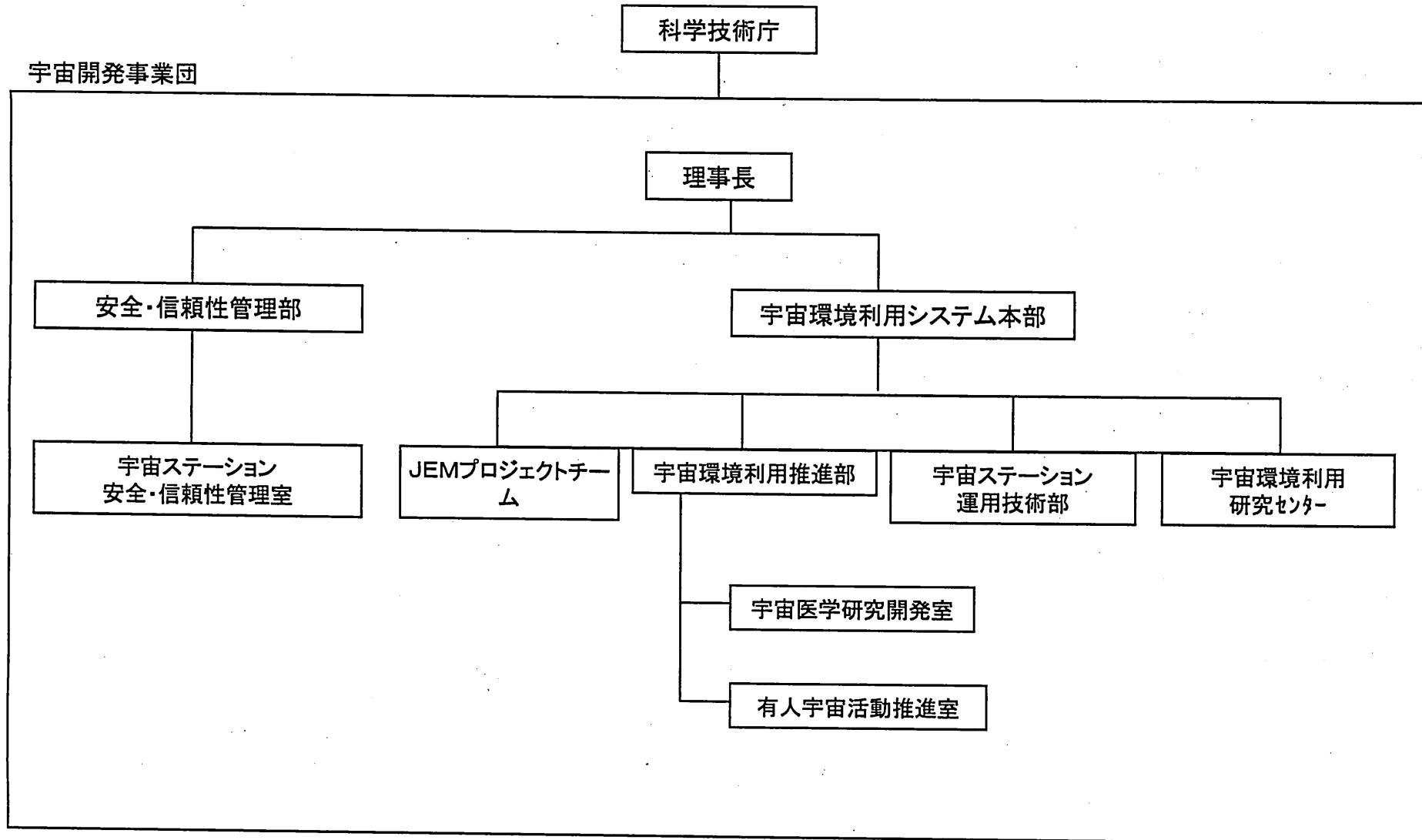


図-44 JEMの開発体制

(参考1)

## 宇宙ステーション計画の安全に関する調査審議について

平成4年6月10日

宇宙開発委員会決定

### 1. 審議の趣旨

我が国の有人宇宙活動については、国際協力による宇宙ステーション計画への参加等を通じて、有人宇宙活動に必要な基盤技術の修得・開発に務め、もって長期的な方向としての我が国独自の有人宇宙活動の展開のための基盤を形成することとされている。

このため、平成10年度を目標に宇宙ステーション取付型実験モジュール（JEM）の開発等が進められているところであり、この開発、運用等の各段階における安全基準の明確化とともに、これらの安全基準の適正な適用、安全に関するデータベースの構築、安全に係る情報の流通の円滑化等安全に配慮した開発の推進が求められており、これにより有人宇宙活動の展開のための基盤の形成に資することが期待されている。

以上のような状況を踏まえ、宇宙ステーション計画の安全に関する調査審議を行うこととする。

### 2. 調査審議事項

#### 宇宙ステーション計画の安全に関する事項

### 3. 調査審議の進め方

調査審議は、安全評価部会において行うこととし、必要に応じて宇宙開発委員会に報告を行うものとする。

(参考2)

宇宙開発委員会安全評価部会構成員

(部会長)

吉田 忠雄 元法政大学教授  
足利短期大学学長（平成11年5月より）

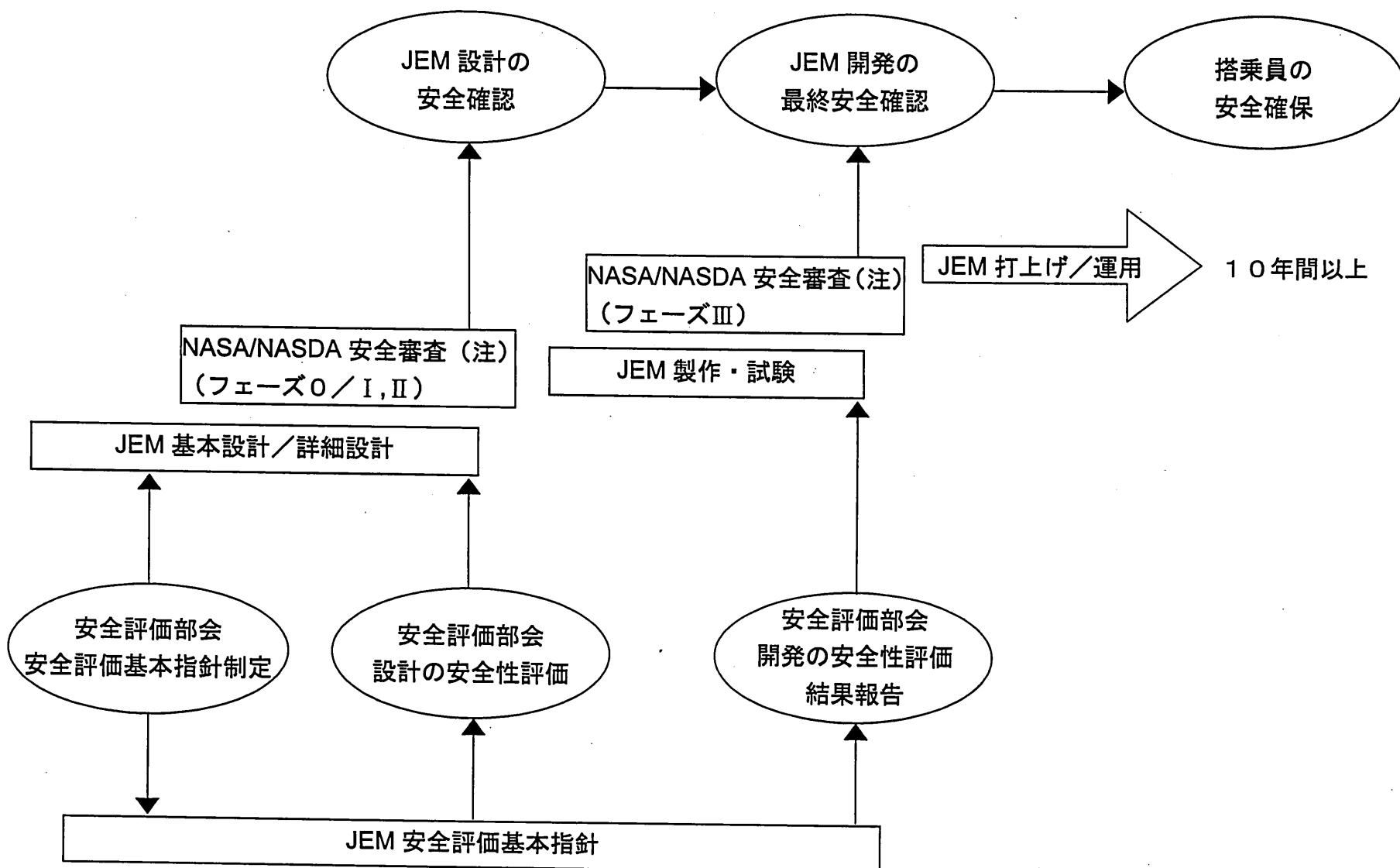
(部会長代理)

山中 龍夫 元横浜国立大学教授

(専門委員)

岩崎 民子	(財) 放射線影響協会疫学センター長
岡本 謙一	郵政省通信総合研究所標準計測部長
河村 光隆	通商産業省工業技術院物質工学工業技術研究所 高分子材料部長
栗林 忠男	慶應義塾大学法学部教授
近藤 恭平	東京大学工学部教授
坂田 八昭	(社) 日本遊技関連事業協会参与
佐藤 壽芳	中央大学理工学部教授
佐藤 吉信	東京商船大学商船学部教授
戸田 勘	科学技術庁航空宇宙技術研究所研究総務官
長谷川和俊	消防庁消防研究所第二研究部長
雛田 元紀	文部省宇宙科学研究所教授
平野 敏右	元東京大学教授
三浦 秀一 ○	宇宙開発事業団理事
谷島 一嘉	日本大学医学部教授

○印の専門委員は、今回の調査審議については説明者として参加。



## 民生用国際宇宙基地のための協力に関するカナダ政府、欧州宇宙機関の加盟国政府、日本国政府、ロシア連邦政府及びアメリカ合衆国政府の間の協定（I G A）抜粋

### 第 7 条 運営

- 2 NASAを通じて行動する合衆国は、了解覚書及び実施取決めに従い、自國の利用活動を含む自國の計画を運営する責任を有する。NASAを通じて行動する合衆国は、また、了解覚書及び実施取決めに従い、この条及び了解覚書に別段の定めがある場合を除くほか、宇宙基地計画に関する全体的な運営及び調整を行う責任を有する。NASAを通じて行動する合衆国は、更に、了解覚書及び実施取決めに従い、全体的なシステム・エンジニアリング及びシステム統合を行う責任、全体的な安全要求及び安全計画を設定する責任並びに宇宙基地全体の統合的な運用の実施に関する全体的な計画立案及び調整を行う責任を有する。
- 3 協力機関を通じて行動するカナダ、欧州参加主体、日本国及びロシアは、了解覚書及び実施取決めに従い、自己の利用活動を含む自己の計画を運営する責任、自己が提供する要素のシステム・エンジニアリング及びシステム統合を行う責任、自己が提供する要素に関する詳細な安全要求及び安全計画を作成し及び実施する責任並びに合衆国がその全体的な責任を果たすことを2の規定に合致する方法で支援する責任（宇宙基地の統合的な運用の実施に関する計画立案及び調整に参加する責任を含む。）を有する。

## 民生用国際宇宙基地のための協力に関する日本国政府とアメリカ合衆国航空宇宙局との間の了解覚書（M O U）抜粋

### 第 10 条 安全

- 1 NASAは、安全を確保するため、宇宙基地の詳細設計及び開発の活動並びにその本格的な運用及び利用における宇宙基地の全体的な安全要求及び安全計画を、G O J 及び他の参加機関との作業を通じて設定する責任を有する。追加の安全要求及び安全計画の設定並びに安全要求及び安全計画に対する変更は、第七条及び第八条に定める手続に従って行う。

- 2 各参加機関は、自己の独自の安全要求を用いて、宇宙基地の自己のハードウェア及びソフトウェアのための詳細な安全要求及び安全計画を設定する。これらの要求及び計画は、NASAがGOJ及び他の参加機関との作業を通じて共に設定する宇宙基地の全体的な安全要求及び安全計画に適合し又はこれを上回らなければならない。各参加機関は、適用のある宇宙基地の全体的な及び詳細な安全要求及び安全計画を、宇宙基地計画が存続する間を通じて満たし又は実施する責任を有するものとし、また、自己が提供する要素及び搭載物に関し、そのような安全要求及び安全計画が満たされ又は実施されていることを認証する責任を有する。NASAは、宇宙基地全体並びに宇宙基地の要素及び搭載物が安全であることを認証する全体的な責任を有する。
- 3 NASAは、宇宙基地の要素及び搭載物並びにこれらの打上げ段階についての統合された全体的なシステム安全審査を実施し、GOJは、これを支援する。GOJは、NASAの要請により、安全に対する障害の処理に関連して自己がとった措置に関する情報を提供する。GOJ、NASA及び他の参加機関は、また、自己が提供する要素及び搭載物の安全審査を実施するものとし、NASAは、他の参加機関によるこれらの審査に参加し及びこれを支援する。各参加機関も、適当な場合には、各参加機関が提供する要素及び搭載物に関連する他の参加機関による安全審査に参加し及びこれを支援する。これらの安全審査に対する各参加機関の支援には、他の参加機関がそれぞれの審査を実施することを可能にするために必要な安全関連の情報の提供を含む。参加機関は、適当な場合には、NASAが運営する宇宙基地の安全審査会に参加する。
- 4 GOJ、NASA及び他の参加機関は、宇宙基地及びその搭乗員の安全を保護するため、軌道上の緊急事態のための不測事態対応手続を作成する。GOJ、NASA及び他の参加機関は、また、不測事態対応手続が存在しない軌道上の緊急事態の場合における協議手続も作成する。この協議手続が緊急事態の性質により必要な時間内にとれない場合又はコンセンサスが必要な時間内に得られない場合には、NASAは、事前に合意された手続に従い、宇宙基地及びその搭乗員の安全を保護するために必要な決定を行う責任を有する。NASAは、影響を受ける参加機関の要請に応じて、この責任を果たすためにとった措置に関する情報を提供する。

(注) GOJ : 日本国政府

(参考4)

## スペースデブリ問題：最近の動向

航空宇宙技術研究所  
研究総務官 戸田 勘

### 1. はじめに

スペースデブリに関する研究成果は国際宇宙航行連盟（IAF）と国際航空宇宙アカデミー（IAA）、宇宙空間研究委員会（COSPAR）が主催する国際研究集会で数多く発表、議論されてきた。

NASA、ESA、日本、ロシアの研究者は1993年に国際スペースデブリ調整会議（IADC:Inter-Agency Space Debris Coordination Committee）を設立し、技術情報交換と共同研究の提案等を行ってきたが、その活動は国際的に高い評価を受けており、現在では宇宙開発国、機関の10団体がメンバーとなっている。

国連宇宙空間平和利用委員会（UNCOPUOS）の科学技術小委員会では1996年から重要課題として審議し、今年2月には観測、モデリング、低減対策の現状を技術報告書としてとりまとめた。ここでは、これらの国際研究活動でみられる最近の動向を簡単に紹介する。

### 2. デブリ環境と観測

デブリを定常的に観測しているのは米国の宇宙監視網（SSN:Space Surveillance Network）とロシアの宇宙環視システム（SSS:Space Surveillance System）である。両者共レーダーと光学望遠鏡からなり、ほぼ同等の観測の能力を持ち10cm以上の大きさの物体を観測可能である。米国宇宙監視網で追跡されているカタログ化人工物体の1999年4月1日現在の個数を表1に、その推移を図1に示す。この他に観測はされているがカタログ化されていない人工物体が約1,000個あり米国はそれらのカタログ化を重点課題として取り組んでいる。

平成8年7月24日にはカタログ物体同士の衝突が初めて観測された。衝突された衛星は1995年7月に打ち上げられたフランス政府の軍事衛星CERISEである。CERISEは質量50kgの小型衛星であり、衝突前の軌道は高度約670km、軌道傾斜角98.14°である。一方の衝突したデブリはフランスの地球観測衛星SPOT1の打ち上げに使用されたアリアンロケット

トの上段が1986年11月に爆発して生成された約500個の破片の中の一つであり、衝突時の相対速度は14.8 km/sと推定されている。衝突でC E R I S E衛星の姿勢を安定に保つための長さ6mのブームが約半分の長さに切断され、衛星はタンブリングしはじめたが、姿勢回復コマンドで幸いに安定を取り戻し、衛星は現在も運用中である。一方ブームが切断されて生じたデブリはカタログ物体として登録され追跡されている。

シャトルと国際宇宙ステーション(ISS)の安全運用のためには1mm~10cm領域の環境を明らかにする必要があり、NASAは1990年以来Haystackレーダーによる観測を実施している。このレーダーは北緯42°にある周波数10GHz(波長3cm)のレーダーであり、高度1000kmで1cmオーダーのデブリを観測可能である。観測の結果、高度850kmから1000kmの領域に新しいデブリ生成源が存在することが明らかになり、NASAとロシアによる検討の結果、ロシアの海洋偵察衛星(RORSAT)の原子炉から漏洩したNaK液滴であることが推定されている<sup>(1)</sup>。NASAは観測精度を更に上げるために1994年からHaystack補助レーダ(HAX)で観測を実施している。米露の防衛予算の縮小で観測施設の閉鎖が予定されていることに鑑みて、UNCOPUOSでは国際協力による観測に向けて世界の観測設備の調査を行っている。IADCでは低軌道のレーダ観測と静止軌道の光学観測を国際共同キャンペーンとして計画し準備を進めている。

1mm以下のデブリ環境は回収衛星やシャトルの表面に残された衝突痕を解析することによって推定されている。近年ではLDEF(Long Duration Exposure Facility)、ハッブル望遠鏡、EURECA(European Retrieval Carrier)等の回収後解析が行われてきたが、現在は平成7年3月にH-IIロケットで打ち上げられ平成8年1月にシャトルで回収されたSFU(Space Flyer Unit)の衝突痕検査が航空宇宙技術研究所で行われている。直径200μm以上の衝突痕が約500個検出されており、各衝突痕に付着した残留物の化学分析を実施しているところであり。詳細についてはホームページ(<http://www.nal.go.jp/www-e/juuten/kyoten/SFU/SFU.html>)を参照されたい。

静止軌道環境の観測は今後の重要課題であり、地上からの観測能力向上を目的とした研究や静止軌道デブリ観測衛星のシステム研究等が実施されている。ここでは、最近提案された静止軌道通信衛星を利用したバイ斯塔ック前方散乱レーダー観測法の考え方を図2に示す<sup>(2)</sup>。通信衛星からの信号は距離Rの地上受信アンテナに直接受信される一方で、通信衛星からR1の距離にあるデブリによって前方に散乱される。この前方散乱レーダー信号を取り出してデブリを観測しようとするものである。

### 3. モデル化

衛星設計には打ち上げ時からミッション終了までのデブリ衝突リスク解析、損傷評価が不可欠であり、デブリ環境予測モデルが必要になる。環境モデルは観測結果と爆発破壊及び衝突の地上シミュレーション結果に基づき、人工物体の打ち上げ、爆発破壊による破片生成、材料劣化による分離生成、運用上の廃棄物等の生成要因と大気抵抗、回収、軌道離脱等の消滅要因を考慮して作成される。現在提案されている環境モデルを表2に、そしてこれらのモデルによるカタログ物体同士の衝突予測結果を図3に示す。モデル化に使用した仮定や初期値が相異するため予測結果はモデルによって異なっているが定性的には同一の傾向を示している。また、このような解析により低軌道では連鎖衝突を発生する臨界密度(Critical Density)が存在することが米国とドイツで独立に明らかにされたが、米国はこの結果が打ち上げ規制等に安易に使用されることを危惧してその取り扱いには慎重になっている。設計にはNASA工学モデル(ORDEM96)とESA工学モデル(MASTER)が使用されているが、これらのモデルは観測結果の蓄積とともに頻繁に改訂されることに注意を要する。

### 4. 防御と低減対策

デブリの衝突による超高速破壊及び防御バンパーに関する研究はISSの設計と関連して活発に行われている。衝突速度が7km/sまでの領域では2段軽ガスガンによる打ち込み試験によってデータの蓄積が行われている。10km/s以上の速度領域では成型爆薬による打ち込み試験結果で検証したハイドロコードを使用して設計確認を行う方向である。これらの超高速打ち込み試験は各機関で独自に行われているが、IADCは各機関の試験装置の校正と標準データベースの構築及び防御設計マニュアルの作成に向けて準備を進めている。

ISSでは1cm以下のデブリとメテオロイドから各コンポーネントを防護するために200種類以上のバンパーが設計されている。居住モジュール、JEMの圧力モジュールには補強ホイップルバンパー(Stuffed Whipple Bumper)が採用されている。図4は補強ホイップルバンパーのバリステックリミット曲線であり、衝突速度と防御可能なデブリの大きさ(直径)の関係を示す。ISSにおける非貫通確率(Probability of No Penetration: PNP)の要求値<sup>(3)</sup>と設計(計算)値<sup>(4)</sup>を図5及び図6に示す。また、ISSではシャトルと同様にSSNからの警報を受けて、直径10cm以上の大型デブリとの衝突

は軌道変換によって回避する計画である。スラスタによって1 m/s以下の速度で高度を上げてデブリとの衝突を避ける。その際に生ずる微小な加速度はISSで実施される実験の擾乱となるため、デブリ回避軌道変換は1年に6回以下とする方針である。さらに、ISSの質量は420 Ton、総表面積は11,000 m<sup>2</sup>もあり、約1回/月の頻度でスラスタ噴射による軌道保持作業が必要となるが、デブリ回避・作業が必要な時は出来るだけこの定常的な軌道保持作業を早めて実施して代替する方針である<sup>(3)</sup>。なお、ISSのスラスタはロシアの担当であり、軌道変換作業はロシア乗組員とロシアの地上局で実施される。10 cm以上のデブリ衝突は軌道変換で回避し、1 cm以下のデブリ衝突はバンパーで防御するとして、この間のデブリ衝突防御戦略の確立が課題である。

デブリの発生防止に関してはNASAが世界に先駆けてガイドライン(NASA SS-1740.14)を制定し、続いてNASDAがデブリ発生防止標準(NASDA-STD-18)を制定した。ミッション終了後の静止軌道衛星のリオービット距離については、NASAとESAは国際電気通信連合(ITU)の勧告やIAAの勧告と同じ300 km以上を主張し、一方、ロシア、日本、インドは200 km以上を主張してきた。IADCで数年来検討を続けてきたが、1997年12月に開催された第15回会議で漸く合意案に辿りついた。

$$\Delta H_{\text{min}} \geq 235 + 1000 \times C_r \times A/m$$

ΔH	[km]
A/m	[m <sup>2</sup> /kg]
C <sub>r</sub>	太陽輻射圧係数

使用済み上段ロケットの自発的爆発防止については米国の対策を参照に、ESA、日本でも残留燃料の排出、不活性化等の技術を確立し実施している。衛星分離後の上段ロケットを出来るだけ早く大気圏に再突入させる対策も試みられているが、昨年1月にDeltaロケット2段の燃料タンク(250 kg)と気蓄器(30 kg)がほぼ完全な姿でテキサス州ジョージタウンに落下した。円筒燃料タンクはステンレス製で質量250 kg、球形気蓄器はチタン合金製で質量30 kgである。このロケットは平成8年に米国国防省のMSX衛星を高度約910 kmの太陽同期軌道に投入したものであり、その後、2段ロケットは残留燃料を燃やして近地点207 km、遠地点860 kmの橢円軌道に移動され、その結果わずか9カ月で大気圏に突入したものである。地上落下大型デブリの代表例を表3に示す。大型デブリを大気圏に再突入させて燃焼消滅さ

せる方法や、安全な場所に誘導落下させる方法等は今後の検討課題である<sup>(5)</sup>。また、Iridium、Teledesicといった通信衛星コンステレーションのデブリ防止対策も今後の課題である<sup>(6)</sup>。

## 5. おわりに

最近の話題の一部を紹介した。研究・対策の動向の詳細については文献(1)を参照されたい。

一国でどんな完璧な対策を探ったとしても、他の宇宙開発国がデブリを生成する限り、その国の人工衛星は依然としてデブリの脅威にさらされることになる。すなわち、スペースデブリはグローバル環境問題であり、国際協調のもとで初めて解決可能となる問題である。UNCOPUOS科技小委は、今後もIADCから最新の研究状況について報告を受け、審議を継続する予定である。

## 文献

- (1) Proc. 2nd European Conference on Space Debris, ESA SP-393, 1997, pp. 261-277.
- (2) J. Greenberg and C. Jackson, "On the possibility of Using Comsats to Detect Small GEO Orbital Debris," IAA-97-IAA.6.3.04, 48th IAF Turin Italy, October 6-12 1997.
- (3) Protecting the Space Station from Meteoroids and Orbital Debris, National Research Council, National Academy Press, Washington D.C., 1997.
- (4) The Orbital Debris Quarterly News, NASA JSC, Vol. 4, Issue 1, 1999.
- (5) 宇宙開発事業団委託業務成果報告書「スペースデブリ落下安全性評価基準の検討」日本航空宇宙学会、平成11年5月刊行予定
- (6) R. Reynolds, A. Bade, K. Siebold and N. Johnson, "Debris Environment Interactions with Low Earth Orbit Constellations," Proc. 2nd European Conference on Space Debris, ESA SP-393, 1997, pp. 351-357.

表1 軌道上のカタログ化人工物体数

(平成11年3月10日現在)

国籍	衛星	デブリ	合計
CIS	1371	2575	3946
米国	753	3169	3922
ESA	26	214	240
中国	24	100	124
日本	69	51	120
その他	417	29	446
合計	2660	6138	8798

Table 2 Debris environment models

<i>Model name</i>	<i>Source</i>	<i>Evolutionary period</i>	<i>Engineering model available</i>	<i>Minimum size</i>	<i>Orbital regime</i>
CHAIN	NASA	Long term	No	1 cm	LEO
CHAINEE	ESA	Long term	No	1 cm	LEO
EVOLVE	NASA	Short and long term	No	1 mm	LEO
IDES	DERA	Short and long term	No	0.01 mm	LEO
LUCA	TUBS	Long term	No	1 mm	LEO/MEO
MASTER	ESA	Short term	Yes	0.1 mm	LEO/GEO
Nazarenko	RSA	Short and long term	No	0.6 mm	LEO
ORDEM96	NASA	Short term	Yes	1 μm	LEO
SDM/STAT	ESA/CNUCE	Short and long term	No		LEO/GEO

Date of reentry	Spacecraft/rocket name	Type of vehicle	Mass in orbit (tons)	Reentry location
1978, Jan	Kosmos 954	RORSAT	4	Canada (Great slave lake)
1979, July	Skylab	Space Station	77	Indian Ocean; Australia
1983, Jan/Feb	Kosmos 1402	RORSAT	4	South Atlantic; Indian Ocean
1991, Feb	Salyut-7 / Kosmos 1686	Space Station	40	Chile; Argentina
1997, Jan 24	Delta II 2nd stage	Upper stage	1	Texas

Table 3 Reentered spacecraft: Large spacecraft may not totally burn up during reentry. Fragments have been found on the ground in case of Kosmos 954, Skylab and Salyut-7/Kosmos 1686. In case of the Delta rocket a propellant tank survived reentry.

### Number of objects in orbit (SATCAT January 1999)

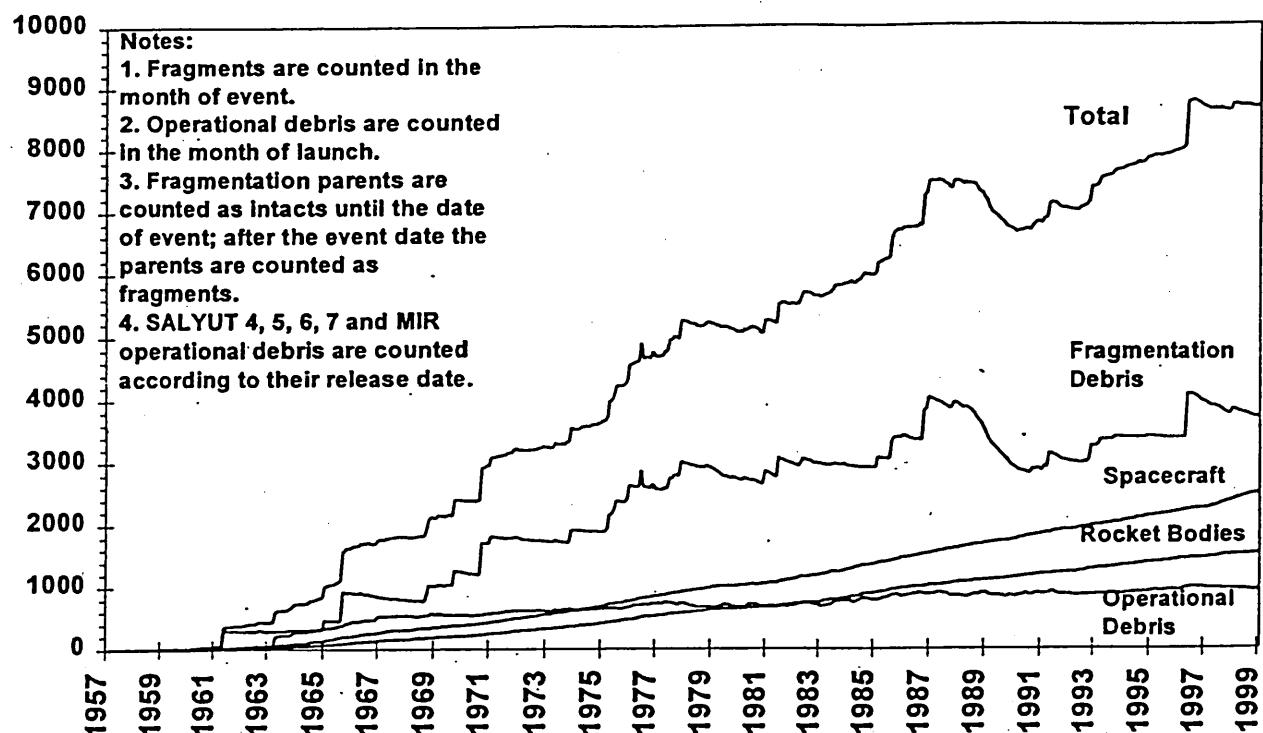


Fig.1 Growth of catalogued population<sup>(4)</sup>

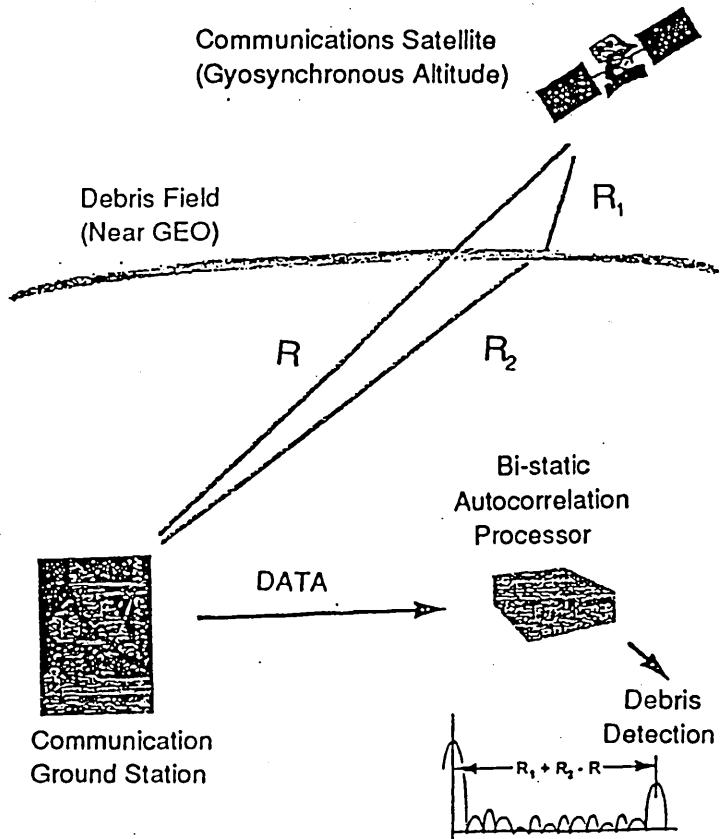
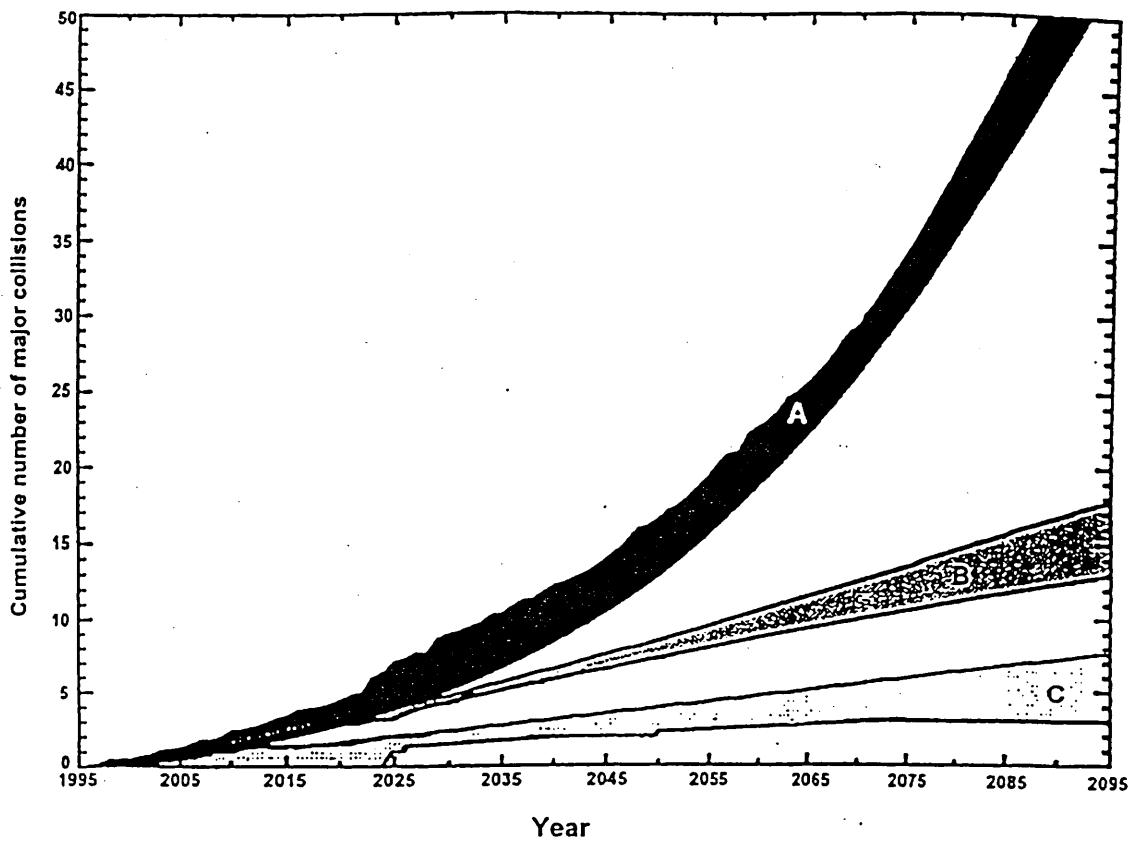


Fig.2 Bi-static forward-scatter debris detection concept<sup>(2)</sup>



A: Business as usual  
B: Business as usual for the next 20 years; then no more launches  
C: No future launches

Fig.3 Typical ranges for number of major collisions for three scenarios, 1995–2095

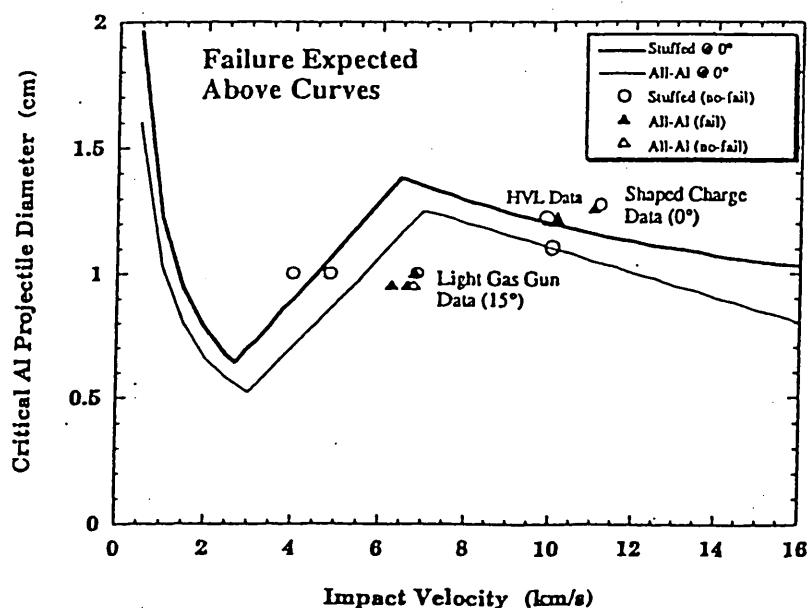


Fig.4 Whipple bumper effectiveness: Ballistic limit curve<sup>(3)</sup>

Critical Item	S. Area m <sup>2</sup>	Duration of Req.	PNP Req.	
Node 1	81.20	10 yr	0.9925	
PMA 1	20.00	10 yr	0.9946	
PMA 2	13.60	10 yr	0.9946	
PMA 3	13.60	10 yr	0.9946	
CMGs *	20.00	10 yr	0.9955	
Lab	133.80	10 yr	0.9930	
Airlock / HP Gas Tanks	74.60	10 yr	0.9900	0.92
ma Contactor Xenon Tan	7.30	10 yr	0.9955	
TCS Comp.	15.30	10 yr	0.9955	
Node 2	94.70	10 yr	0.9925	
Cupola	94.70	10 yr	0.9980	
TCS Comp.	15.30	10 yr	0.9955	
Centrifuge *	133.80	10 yr	0.9856*	
Hab	133.80	10 yr	0.9820	
CTV#1 *			TBD	**
MPLM	94.85	800 days	0.9935	0.9935
ESA APM	113.29	10 yr	0.9861	0.9861
ESA ATV *			0.9973*	**
JEM ELM PS	77.00	10 yr	0.9856	0.9737
JEM PM	174.20	10 yr	0.9822	
		15 Yr	quiv 10 Yr	
		PNP Req	PNP Req.	
FGB	117.20	0.9790	0.9863	
Service Module	140.00	0.9760	0.9837	
niversal Docking Modul	117.20	0.9790	0.9863	
Docking Compartment	30.40	0.9953	0.9964	***
SPP-1	58.00	0.9910	0.9932	***
SPP-2	36.10	0.9944	0.9958	** & ***
Research module (RM-1)	75.80	0.9883	0.9911	
Research module (RM-2)	75.80	0.9883	0.9911	
LS Module	74.90	0.9884	0.9912	
Research module (RM-3)	75.80	0.9883	0.9911	
B LTV - Progress/M - /	117.20	0.9790	0.9863	** & ***
				0.81
				0.90

\* Added to configuration following baselining of 0.81 PNP. Requirements are at varying stages of resolution.

\*\* The PNP for this item is not included in the PNP total.

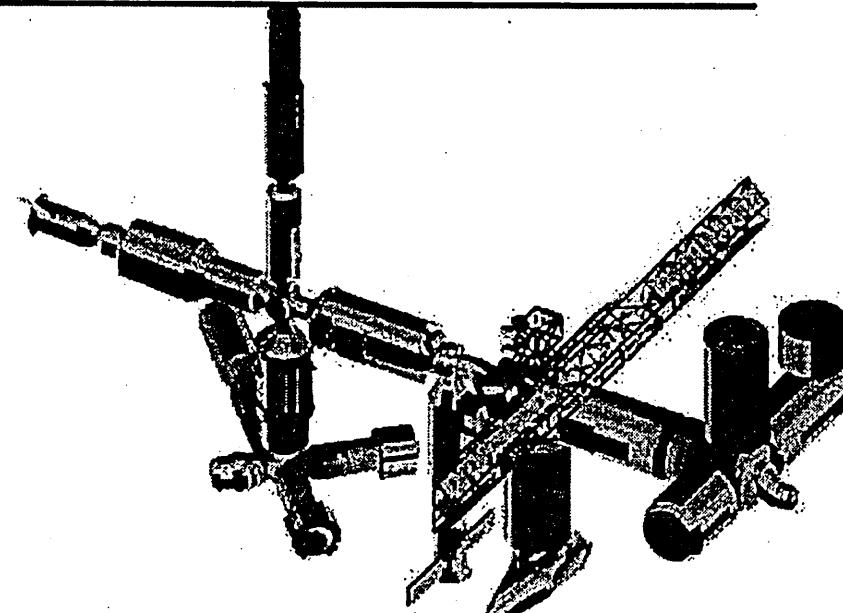
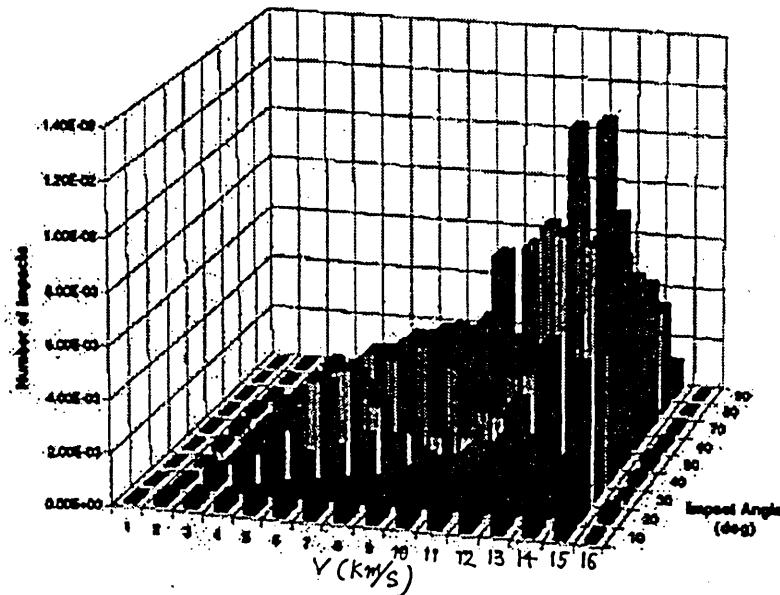
\*\*\* No agreement has yet been reached to allocate a PNP requirement for this item. Specified system PNP does not include Shuttle, Soyuz, or EVA.

Fig.5 ISS PNP requirement tree<sup>(3)</sup>

Fig.6 Examples of BUMPER PNI and PNP results<sup>(4)</sup>

# Computation of Penetrating Flux and PNP (SHIELD) Graphical Interpretation of Results (EXCEL & I-DEAS)

Space Station Orbital Debris Threat Assessment				
Station Region	Impact Risk From 1mm Ø Debris		Debris Penetration Risk	
	Probability No Impact	Odds of Impact	Probability No Penetration	Odds of Penetration
FGB	0.995338	1/214	0.995541	1/224
Service Module	0.999335	1/1505	0.999796	1/4912
Node 2	0.990465	1/105	0.999998	1/625000
Hab Module	0.965074	1/29	0.998923	1/928
Lab Module	0.985522	1/69	0.999022	1/1023
CRV	0.997443	1/391	0.999839	1/6223
<b>TOTALS</b>	<b>0.934622</b>	<b>1/15</b>	<b>0.993132</b>	<b>1/146</b>



(参考5)

## 「宇宙放射線とその生体影響」

放射線医学総合研究所  
国際宇宙放射線医学研究センター(iSRL)  
総合研究官 藤高和信

### 1. 宇宙放射線について

宇宙放射線には・銀河の超新星から飛来する銀河宇宙線、・太陽爆発から飛来する太陽粒子、・地球磁力線に高エネルギー粒子を捕捉した放射線帯粒子、の3種類がある(図1)。銀河宇宙線は燃料切れを起こした恒星が急激に収縮した巨大圧力による大爆発(超新星)から飛来する高エネルギー粒子と考えられ(図2)、太陽粒子は活発な太陽表面(黒点として見える)から飛び出す荷電粒子(図3)で、太陽活動の11年周期に支配され(図4)、それが太陽から引きずり出した磁力線は銀河宇宙線に対して障壁として働く(図5)。放射線帯粒子は緯度30-60度の範囲にある南北で閉じた地球磁力線の周りを周回する粒子である(図6)。国際宇宙ステーションは当初は赤道に対して28.5度を予定したが、ロシアの参加に伴い傾斜角51度の軌道に変更され、外部から飛来する宇宙放射線から影響を受け易くなった。

宇宙放射線のエネルギーは10の20乗電子ボルト(10の14乗MeV)まで伸びており、加速器でも達成出来ない領域まで分布する(図7)。放医研の重粒子がん治療装置HIMACはからうじて銀河宇宙線のピークエネルギーを越える領域まで出力できる。銀河宇宙線の組成は約90%が陽子、約8%が重粒子イオン、残りが電子であり、いずれも荷電粒子である。

この荷電粒子が生体を通過すると、生体内部に電子を発生させ(電離作用)、それが悪影響をもたらす(図8)。その生体影響の重篤さは、発生する電子密度が大きさに依存するので、電離作用の大きな重粒子イオンが重要なものとなる。宇宙で実測した重粒子組成は、一般に重い粒子ほど少ないが、鉄イオンは突出して多いので、特に注目されている(図9)。なお放医研HIMACは水素からキセノンまでのイオンを出力できるため、宇宙放射線の生体影響研究にとって重要なツールであり、NASA等からの利用要望が多い。

## 2. 宇宙放射線の生体影響

マクロに見れば生体は生き延びるために、様々なメカニズムを働かす（図10）。小さい損傷は自動的に修復され、大きめの損傷が発生するとその細胞だけ死滅させて他部分を保存させる（アポトーシスと呼ぶ）。あるいは細胞周期を遅らせて修復のための時間稼ぎをする。もっと重篤な損傷があると、生命を伝えるために突然変異をも受容して生き続けようとする（遺伝的不安定性）。

生体が同じ量の放射線に被曝するとしても、一度に浴びると、低線量率でゆっくり浴びるのでは修復の働き方が異なるため、影響に差が出る（図11）。ガンマ線やX線のような低LET放射線（LETとは入射粒子の飛跡に沿って沈着するエネルギー）では低線量率で浴びる方が損傷が修復され易い（線量率効果）。しかし高LET粒子たる中性子では逆のデータもあるため（図12）、高LET粒子の多い宇宙で実際にはどうなのかを調べる研究が重要な意味を持つ。それは長期有人宇宙ミッションの展開にとって重要な課題である。そこで放医研ではHIMAC照射主軸からわざと外した位置に細胞培養器を置き、現在までに約400日間の連続照射をしている（図13）。その位置の線量率は宇宙とほぼ同じ $1\text{ mSv/day}$ 程度であり、細胞は主ビームから散乱する2次放射線を浴び続けている。散乱線の粒子組成は必ずしも宇宙放射線と同じでないが、重粒子を含む様々な粒子の混合物であり、簡易実験として意味がある。

宇宙ミッションで受ける被曝線量率は、 $1\text{ mSv/day}$ 程度だから、地上の公衆の年間被曝線量限度 $1\text{ mSv}$ を約1日で浴びことになる（図14）。また太陽フレアに遭遇すると地上の放射線作業者の年間限度に匹敵する線量を受ける。地上と宇宙では放射線の線質が異なるから単純には比較できないが、宇宙放射線被曝の防護が重要課題であることは確かである。

## 3. 宇宙放射線防護のための計測

放射線被曝管理は実効線量（当量）で行われるが、それは人体各臓器毎の線量を重み付けして加算するものなので、まず臓器毎の線量を知る必要がある。しかし実際に計測可能なのは胸部等に付けたフィルムバッジやTLDによる体表線量に過ぎない。この体表線量から実効線量（当量）へ換算する目的で、放医研、NASDAとNASAは共同して人体等価物質でできた人体ファントム内部に多数の空孔を開け、それぞれに線量計測素子を埋め込んで、臓器線量分布を算定する実験を、宇宙飛翔体を利用して行った（図15）。

そこで用いる線量計測素子は T L D、ガラス線量計、フィルム線量計といった固体積算線量計であるが、市販のそれらはガンマ線、X線といった電磁波を想定して校正してある反面、宇宙放射線のような粒子線に対する応答は考慮されていない。そこであらためて粒子加速器ビームを用いて各種固体積算線量計を校正し直した。その結果、T L Dは入射粒子のLET（前述）が  $10 \text{ keV}/\mu\text{m}$ まで一定だがそれを越えると応答が低くなること、ガラス線量計はLETが大きいほど応答が低くなること、等の情報が得られた（図16）。また宇宙実験の稀で貴重なデータを人為ミスで失うのを避けるためなら、何度も読めるガラス線量計の潜在的利用価値は大きいと言える。

#### 4. 線量計測ハードウェア

宇宙放射線が飛翔体壁材や人体とぶつかると多数の2次放射線が発生する（図17）。その中に含まれる中性子は宇宙空間にはほとんど無く、物質との相互作用を通じて発生するものである。従って船外活動中の宇宙飛行士は陽子、重粒子、電子からなる比較的単純な組成の放射線場で被ばくするが、船内活動中の宇宙飛行士は2次放射線を含む複雑な構成の放射線にさらされる（図18）。その宇宙飛行士の受ける実効線量（当量）への寄与は重粒子からは大きく、電子からは小さい。従って宇宙放射線の成分毎に線量を計測評価しなければならない。またそのためのハードウェアを用意する必要がある。

放医研で実施中のものは、中性子計測のためのフォスイッチ型計測器の開発、Cd-Tlを用いた実時間変動半導体モニタの開発、高エネルギー成分のためのチェレンコフ光モニタの開発、そして個人線量計としての各種固体積算線量計のコンビネーション、微小体積中のエネルギー付与検出器の改良等である（図19）。全く異なる原理に基づく線量計として生物線量計がある（図20）。宇宙飛行士の血液、リンパ等を採取して、染色体異常、ミトコンドリアDNA損傷等を解析して被曝線量を推定する技術であるが、放医研はこれに長期的な視野で取り組んでいる。

2次放射線は飛翔体壁材、船内に搭載した計器類、さらには人体によっても発生するので、飛翔体内の位置によって線量が異なる（図21）。そこで個人モニタとは別に空間線量モニタを用意することも必要である。空間線量モニタは大型でも、電源を要しても構わない。この2種類のモニタを組み合わせれば、緊急の対処と、長期的対応の両方をカバーできる。NASDAは主として空間線量モニタに力を入れ、高精度の実時間モニタを開発し、積算線量計は生物実

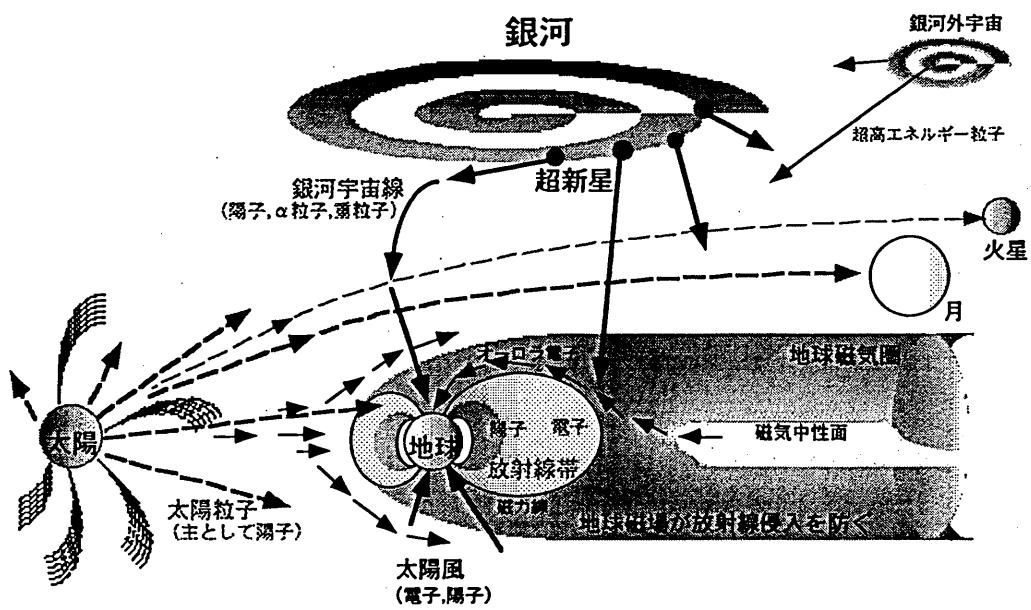
験の線量評価（吸収線量Gy）に役立ててきた。一方、放医研は個人モニタに力を入れ、ヒトの全身としての線量評価（実効線量当量Sv）を行うことを目標としてきた。

### 5. 長期宇宙滞在を目指して

宇宙飛行士の被曝線量は宇宙放射線の組成、エネルギー、線量率等の影響を受けるので、飛翔体の位置、太陽活動、船内の活動場所、船外作業の有無等の情報が必要である（図22）。しかし最も重要なのは長期低線量率被曝に対する生体応答の解明と、予防策の開発である。

将来NASAが計画している有人火星飛行が実現すると、往復約1Svの線量を浴びると推定されている（図23）。宇宙放射線が低線量率であることを念頭において、損傷と修復のバランスに注目する必要がある。発癌、突然変異、老化および神経障害等が重要なエンドポイントである。また被曝管理のために実効線量（当量）を推定できるだけの情報入手の手段が必要である。また発生源たる各種宇宙環境パラメータの変動予測も必要もある（図24）。

これらを背景に放医研は平成11年4月より国際宇宙放射線医学研究センターを設立し、国際規模でネットワーク研究を開始した。各研究機関が得意とする分野を国際規模で分担しつつ研究を進める予定である。



## 宇宙にある放射線

図1

# 銀河宇宙線の起源

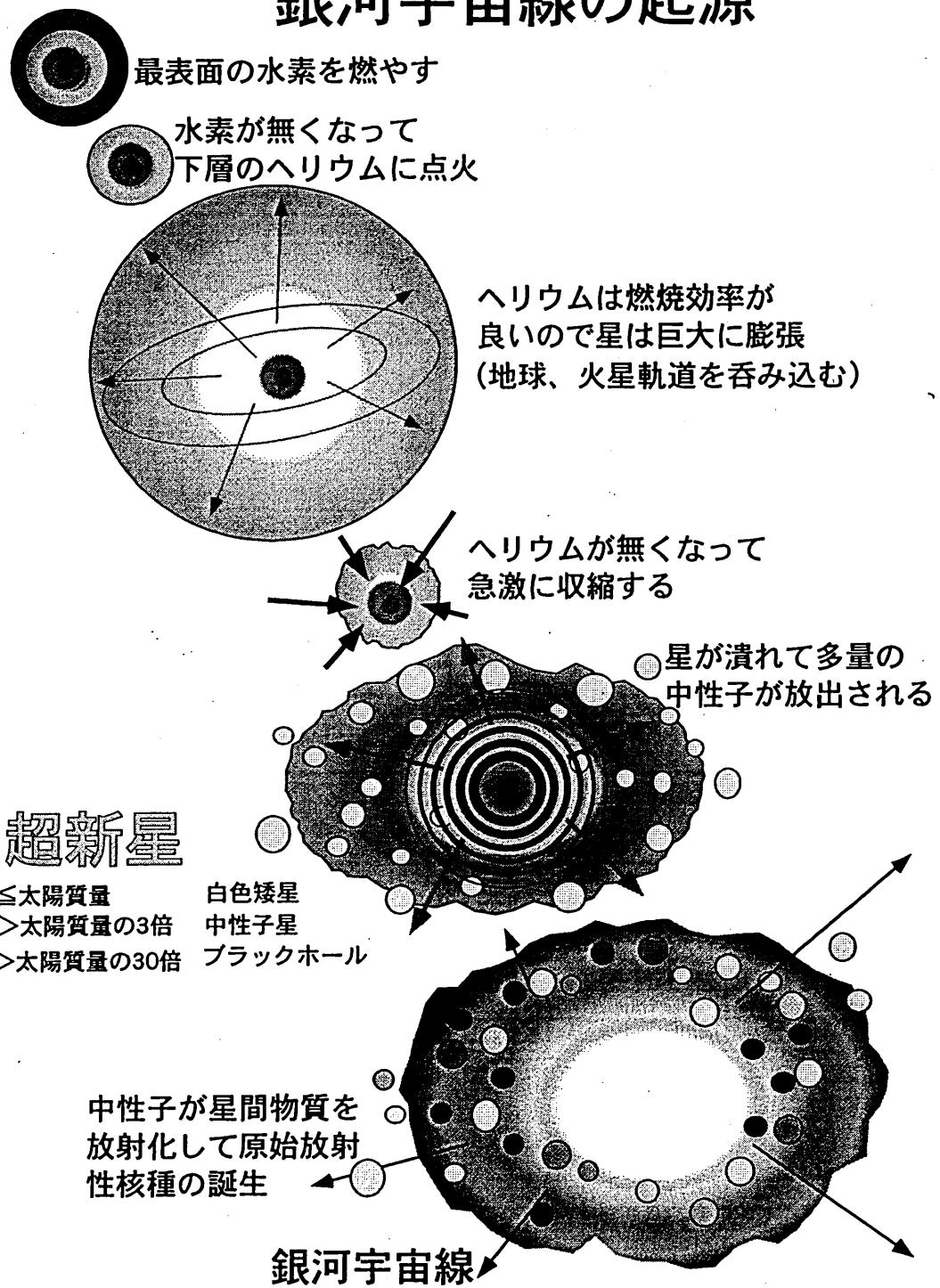


図2

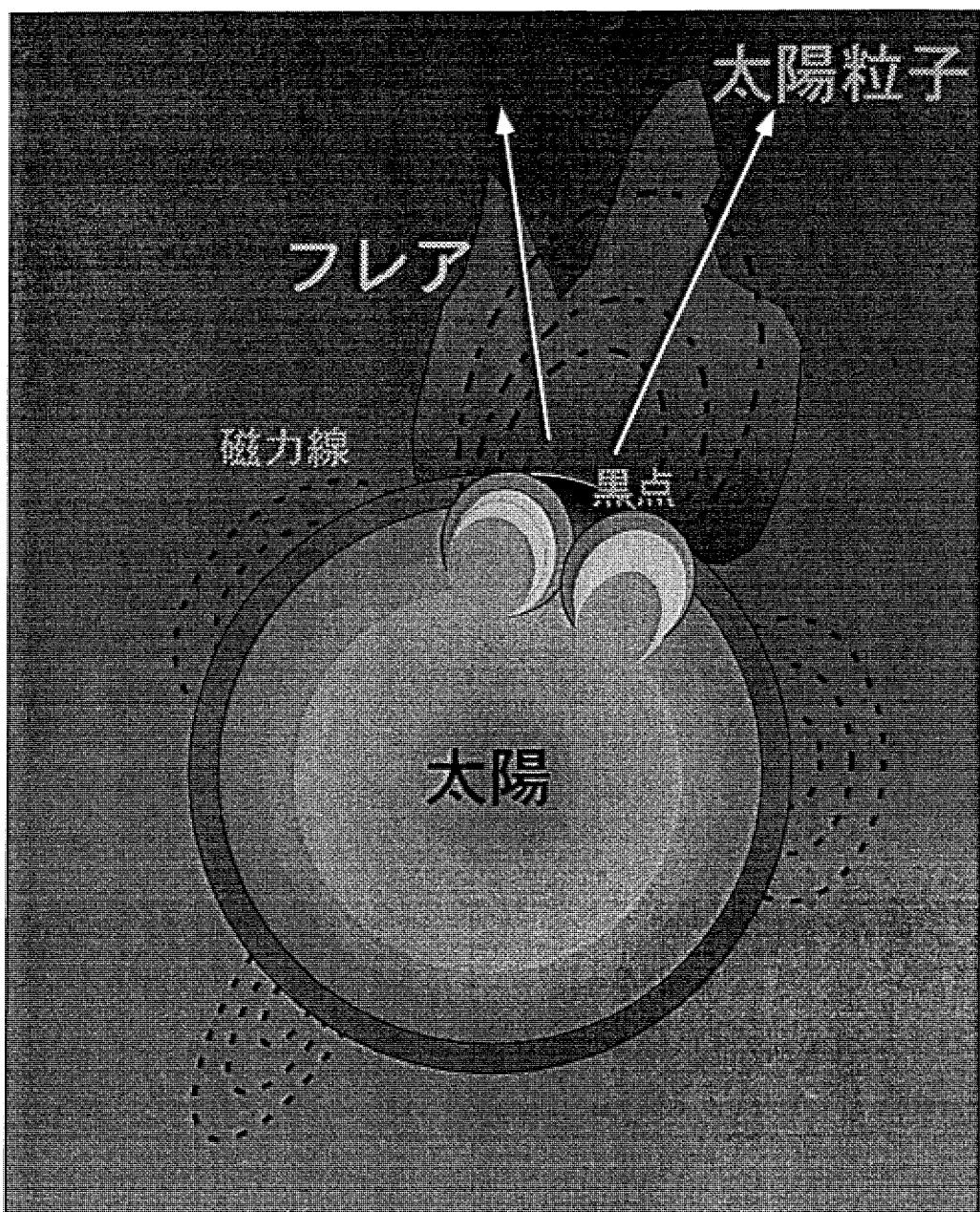


図3

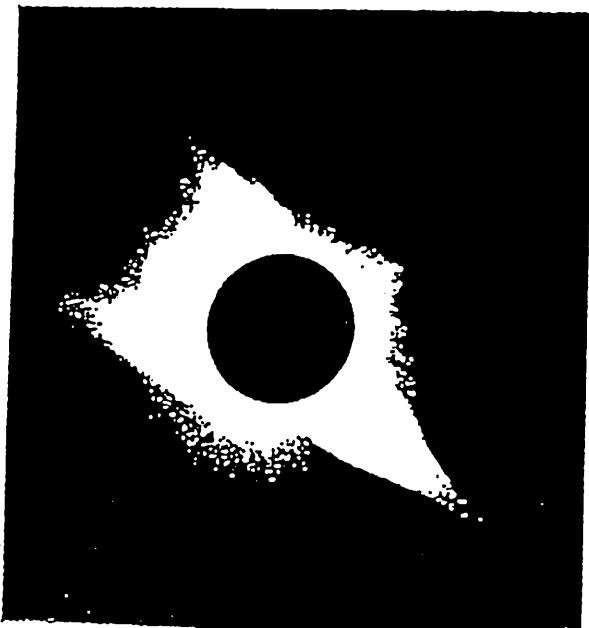
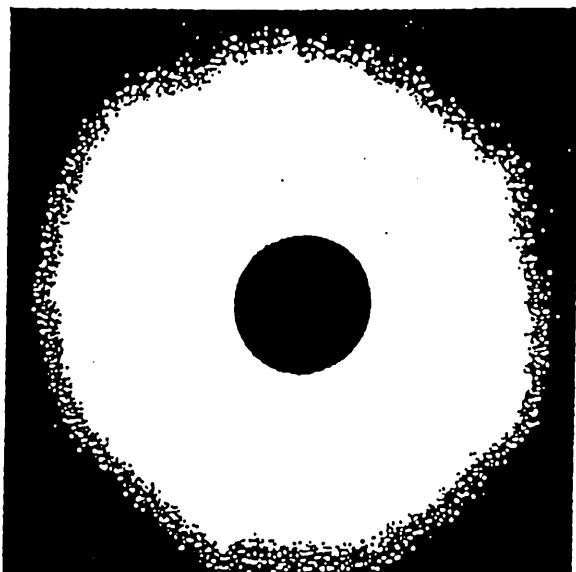
## 太陽活動の11年周期変動

太陽コロナの広がりの最大／最小

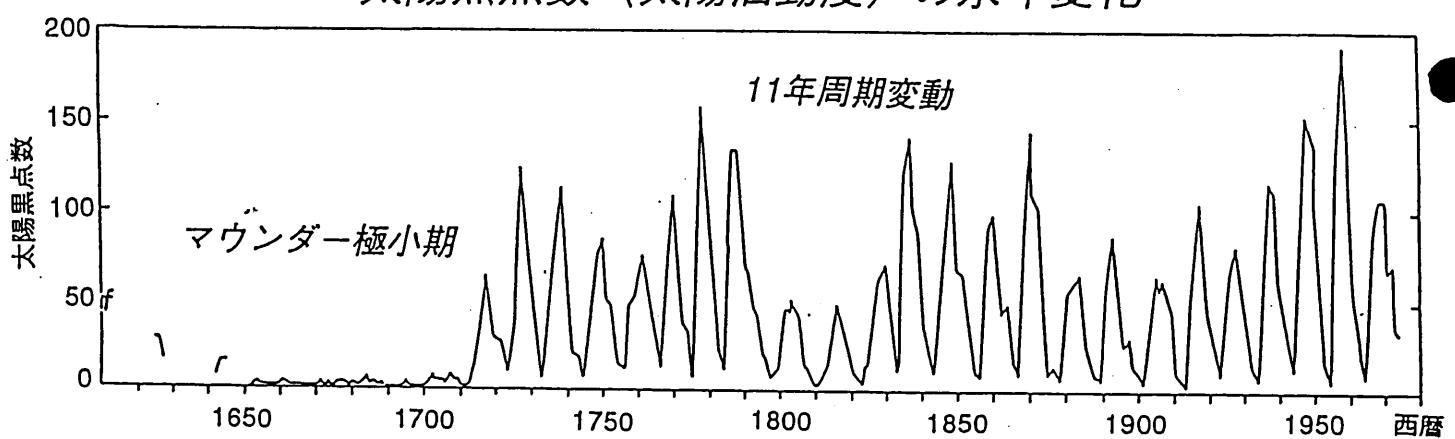
Yerkes 観測所

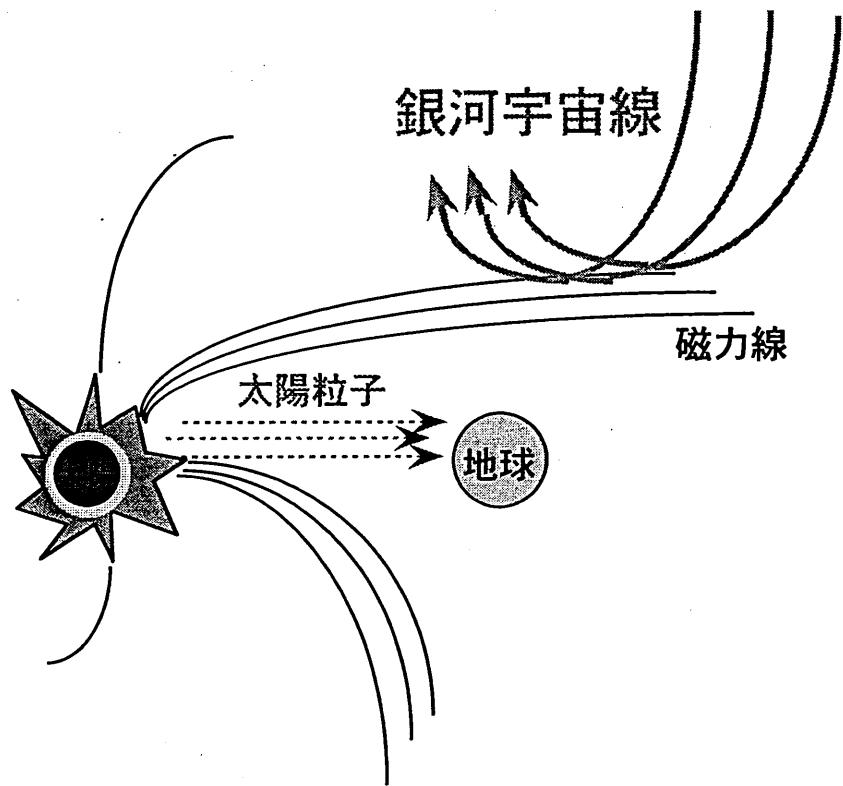
太陽活動極大期 (1947)

太陽活動極小期 (1952)



太陽黒点数（太陽活動度）の永年変化



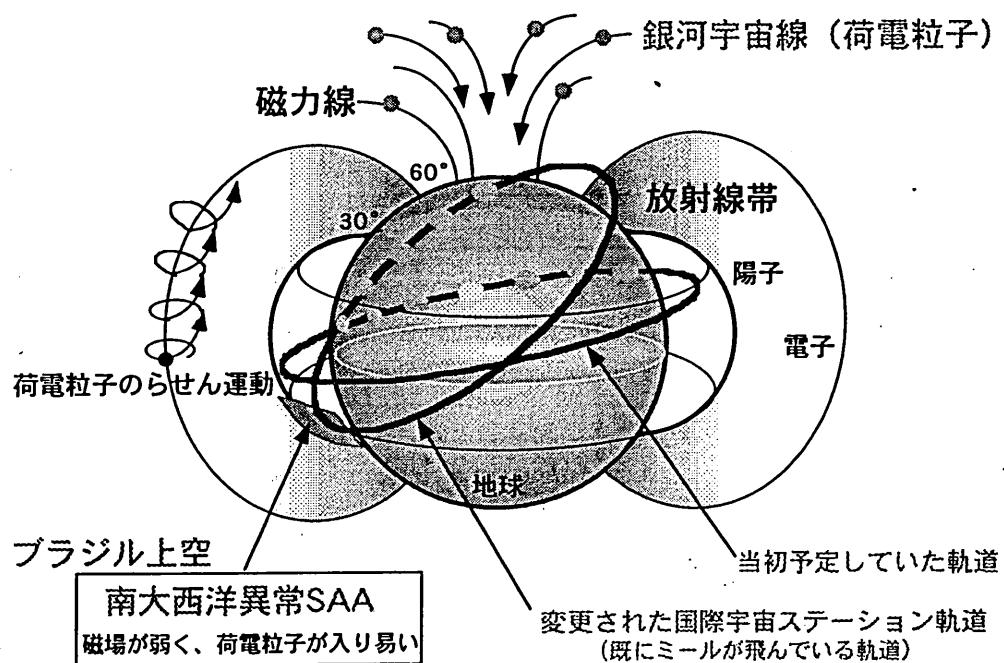


### 地球近傍では

- 通常に太陽が活発な時は磁場が銀河宇宙線を跳ね返すため、宇宙線強度はかえって減少
- 太陽フレア時には、太陽粒子が特に増大するため、宇宙線強度は増す

図5

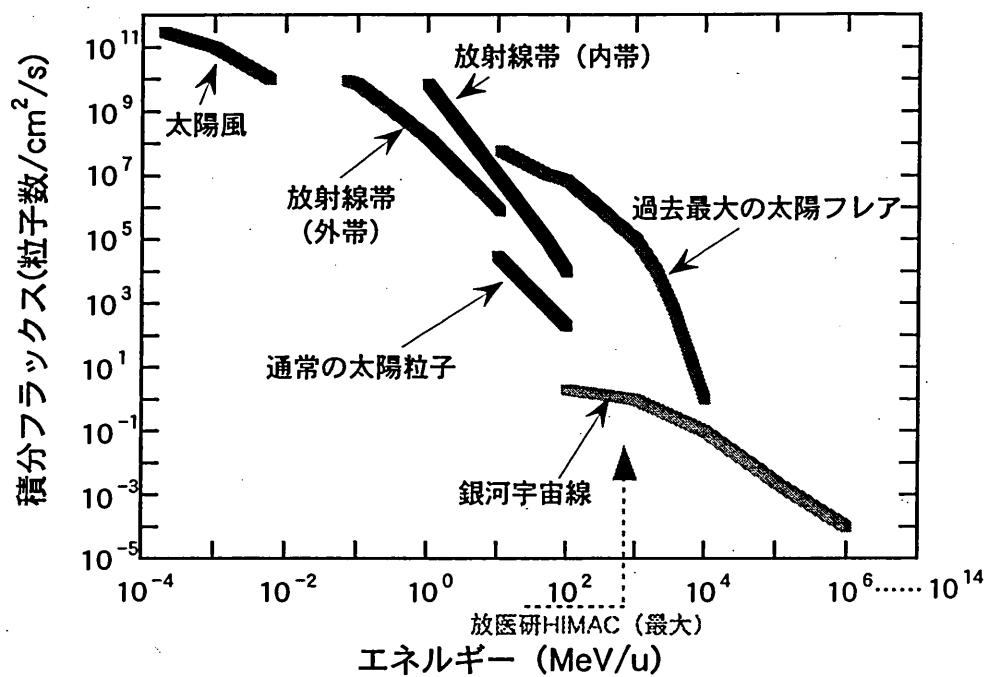
## 国際宇宙ステーション軌道 をとりまく宇宙放射線環境



国際宇宙ステーション軌道は、地球磁場の保護を外れる地域を通過するため、太陽フレアの影響を受け易くなつた。

また地磁気の弱いSAA地域上空を通過するため、放射線帯下端による被曝を受けるようになった。

## 宇宙放射線エネルギー分布



## 銀河宇宙線の粒子成分

陽子	約90%
重粒子イオン Heイオン( $\alpha$ 粒子) ~ Uイオン	約8%
電子	約2%

いずれも荷電粒子である

図7

宇宙放射線（荷電粒子）通過でできる電子  
[この電子が生体に悪影響を与える]

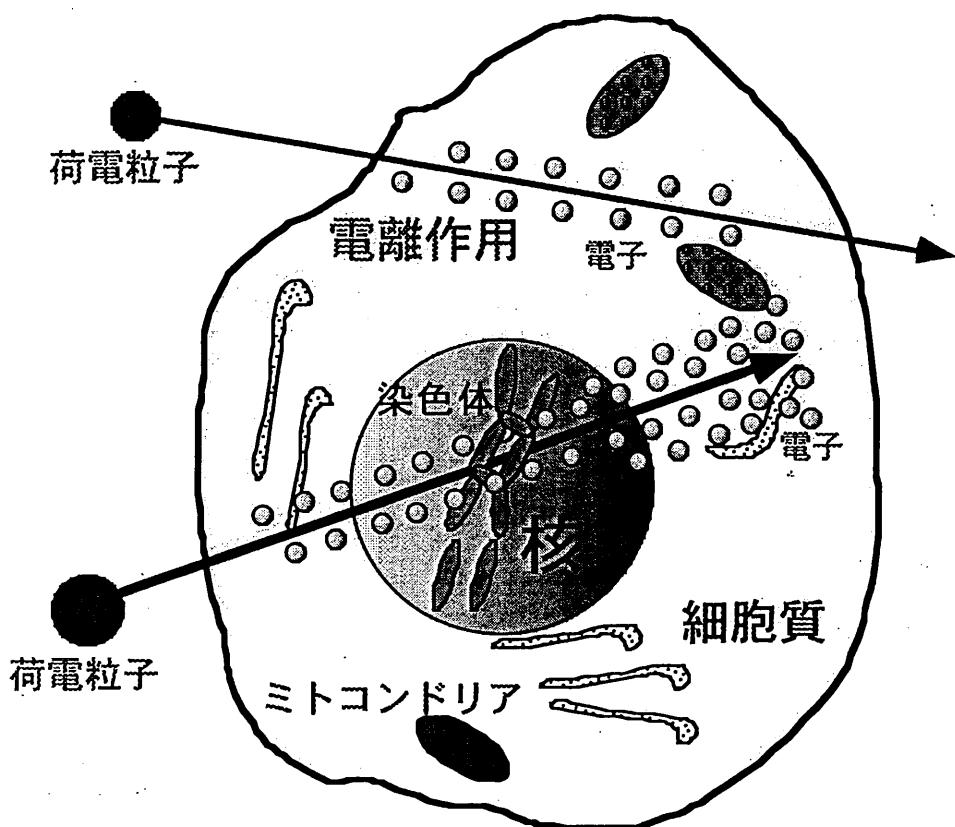
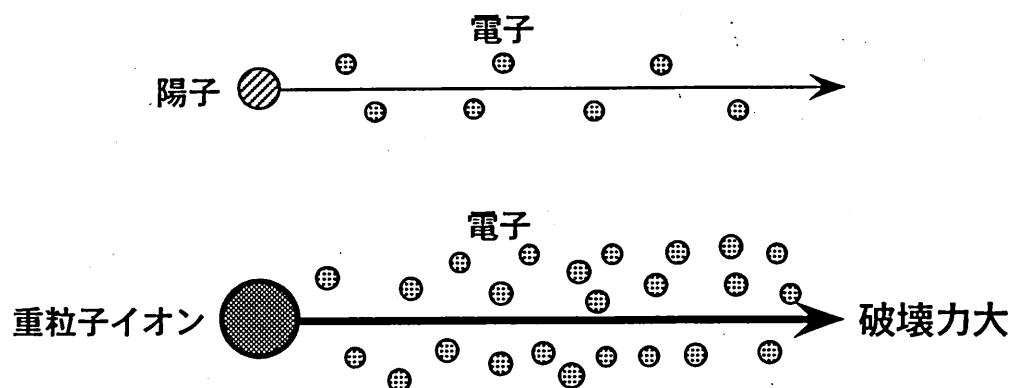


図8

## 生体影響は重粒子が大きい



宇宙放射線中の重粒子(ミール実測)

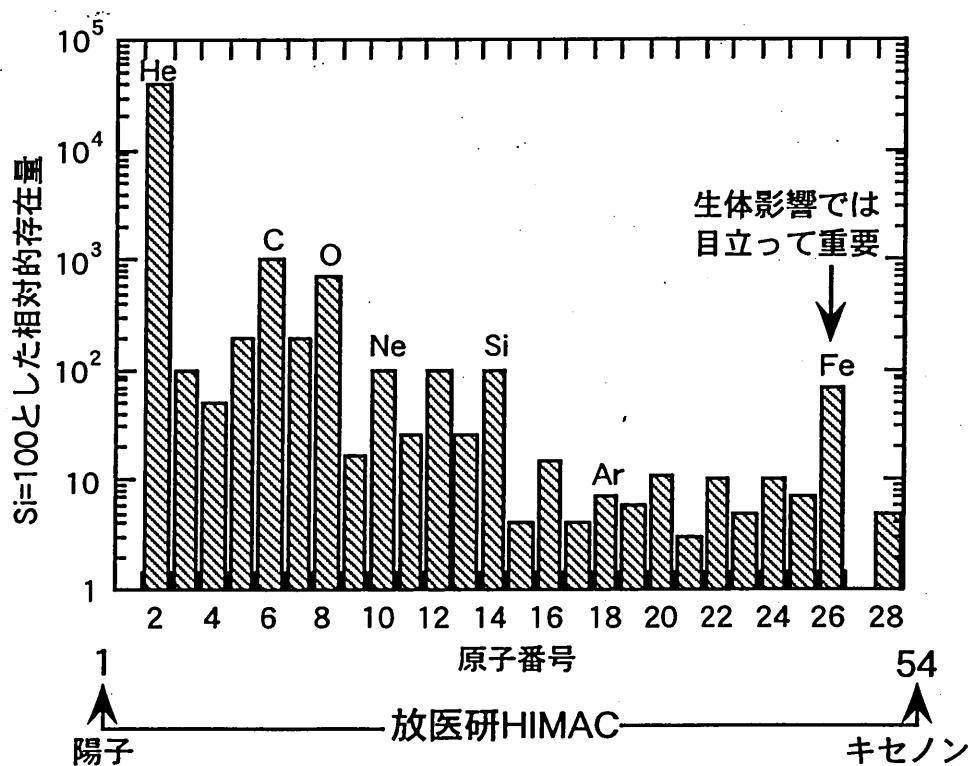


図9

## 生体の応答

生体は生き延びるために手を尽くす

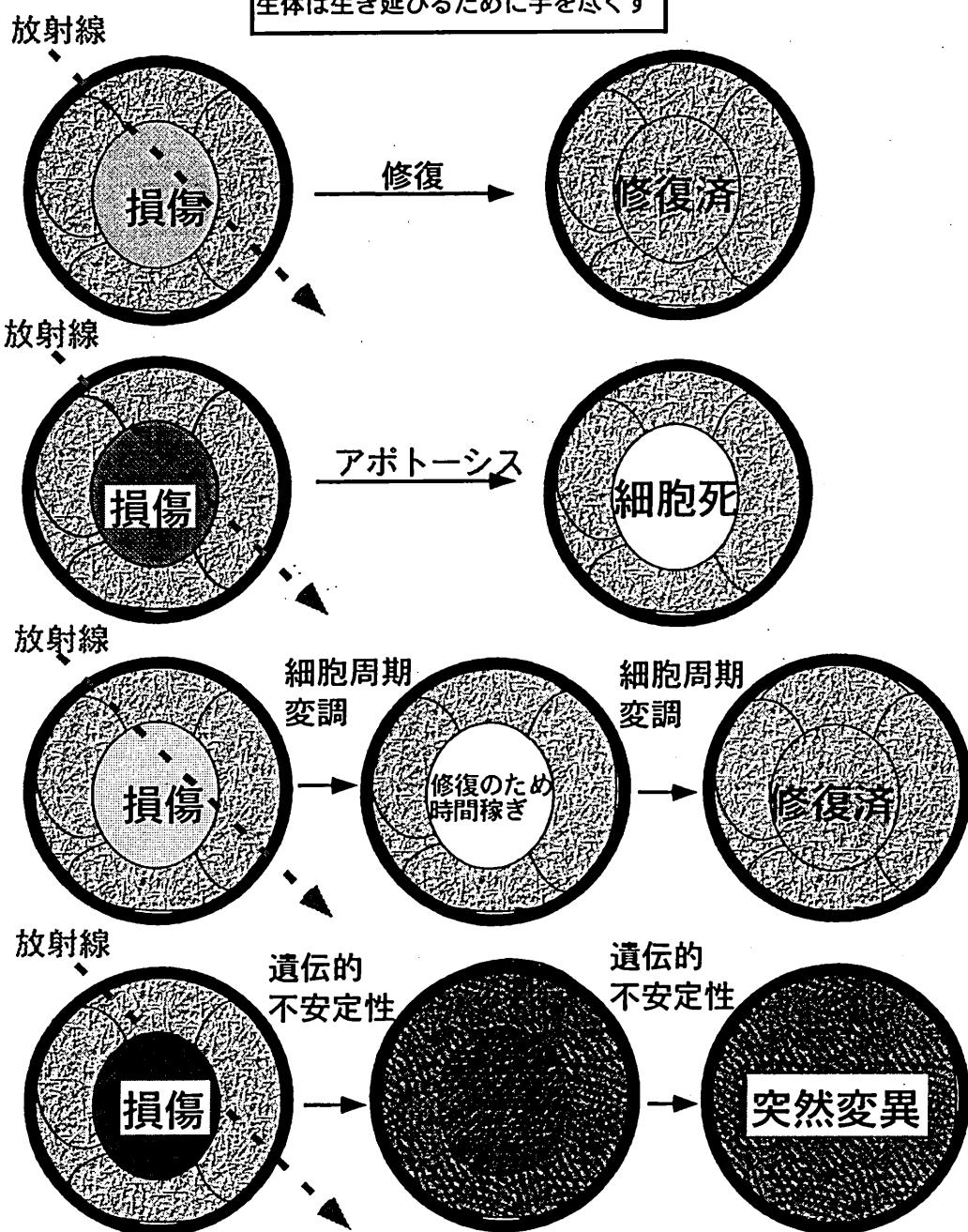


図10

# 長期宇宙滞在のリスク

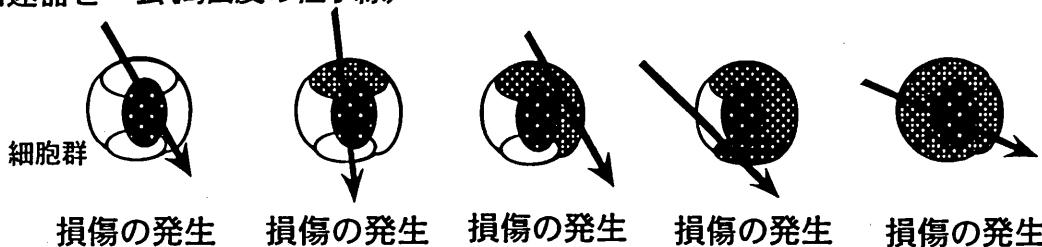
## 大線量の集中照射

～1mSv/回

1回照射

積算線量～1Sv

加速器ビーム(高密度の粒子線)



生体が加速器ビームのような高密度の高線量率粒子線に  
照射されると、損傷を受け続けて、修復する間もない

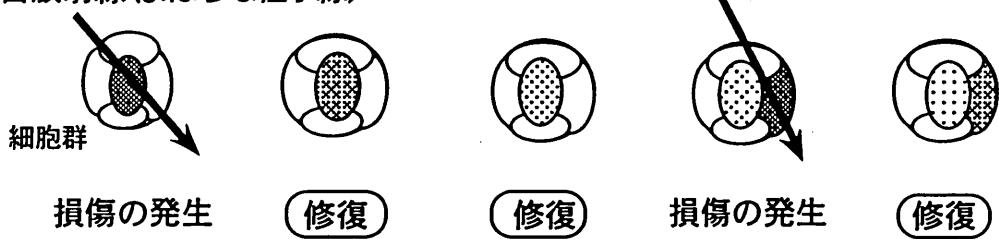
## 宇宙放射線は低線量率

～1mSv/day

1000日飛行

積算線量～1Sv

宇宙放射線(まばらな粒子線)



生体が宇宙放射線のようなまばらな低線量率粒子線に  
照射されると、損傷を受けつつ、修復機構も働く

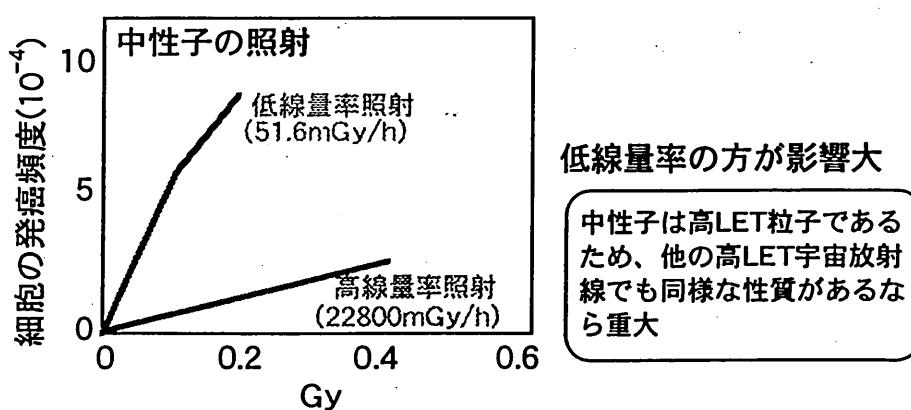
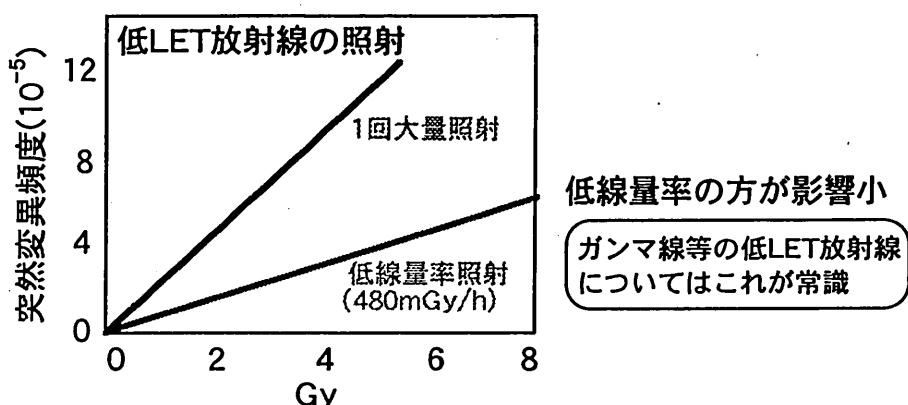


図12

## 宇宙放射線の低線量率照射の模擬実験 (放医研HIMAC生物照射室で実施中)

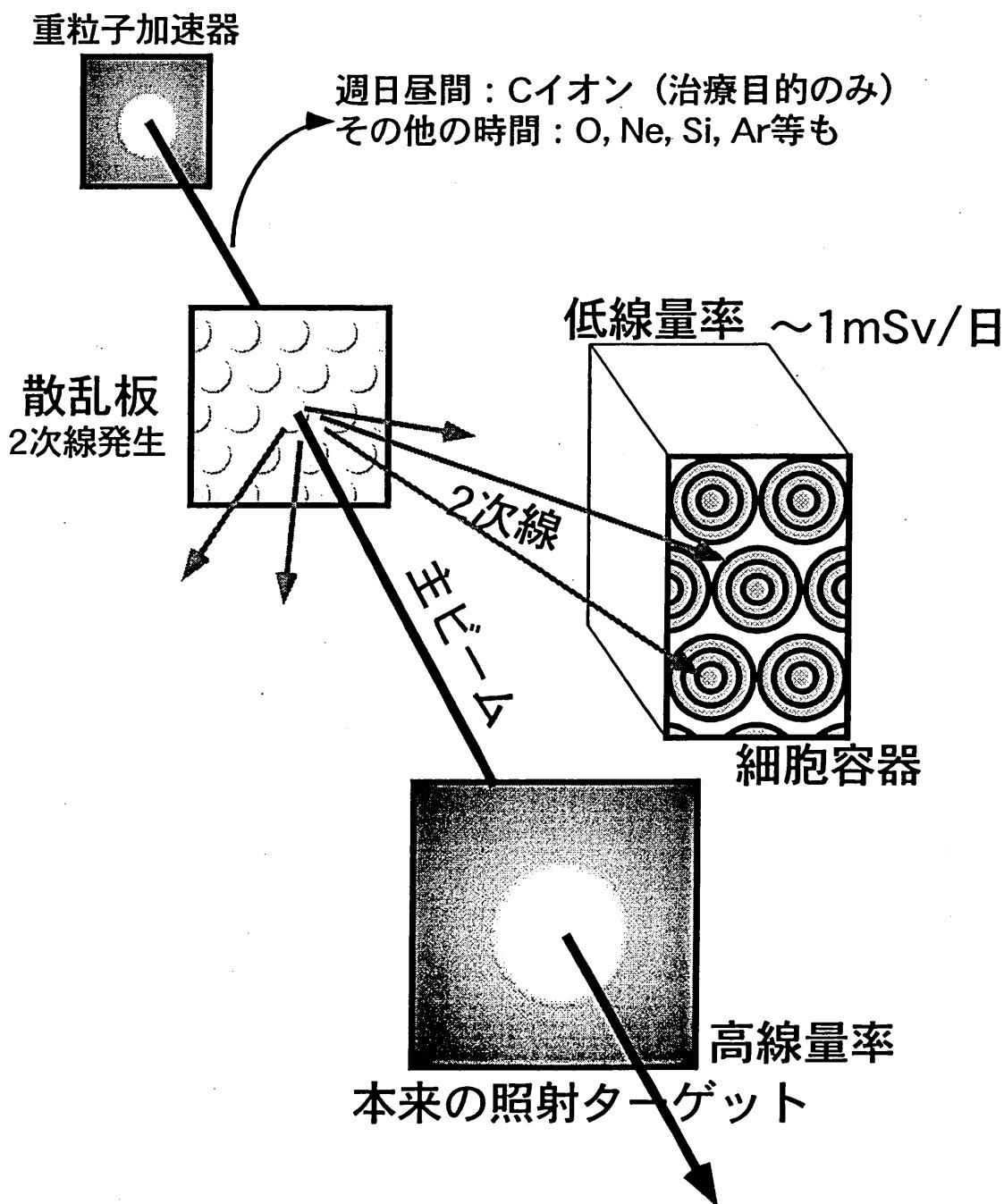


図13

## 色々な被曝線量の比較

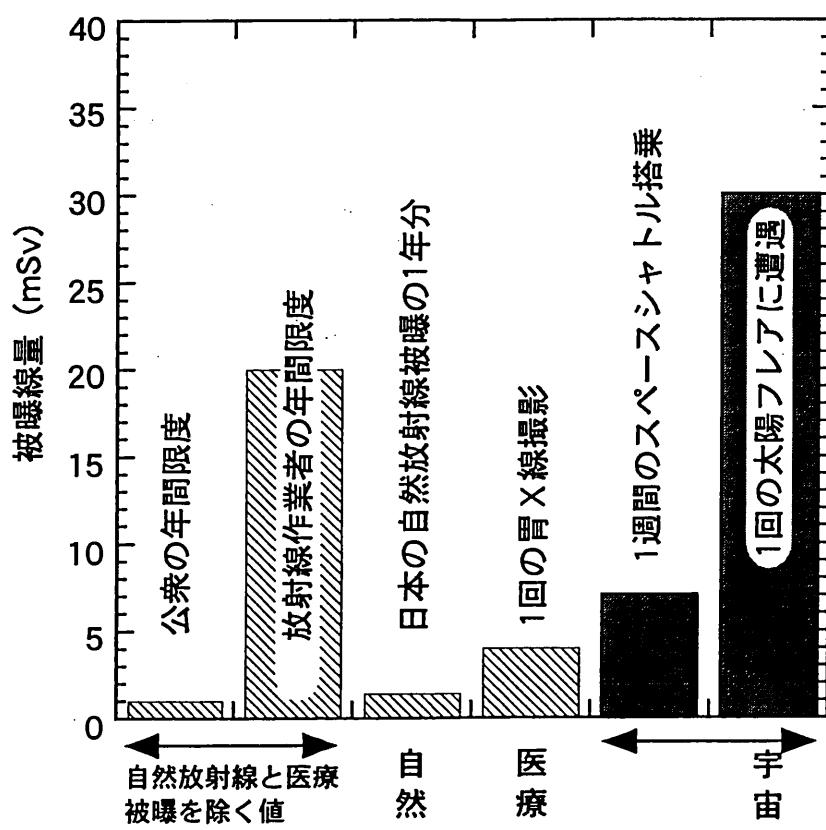


図14

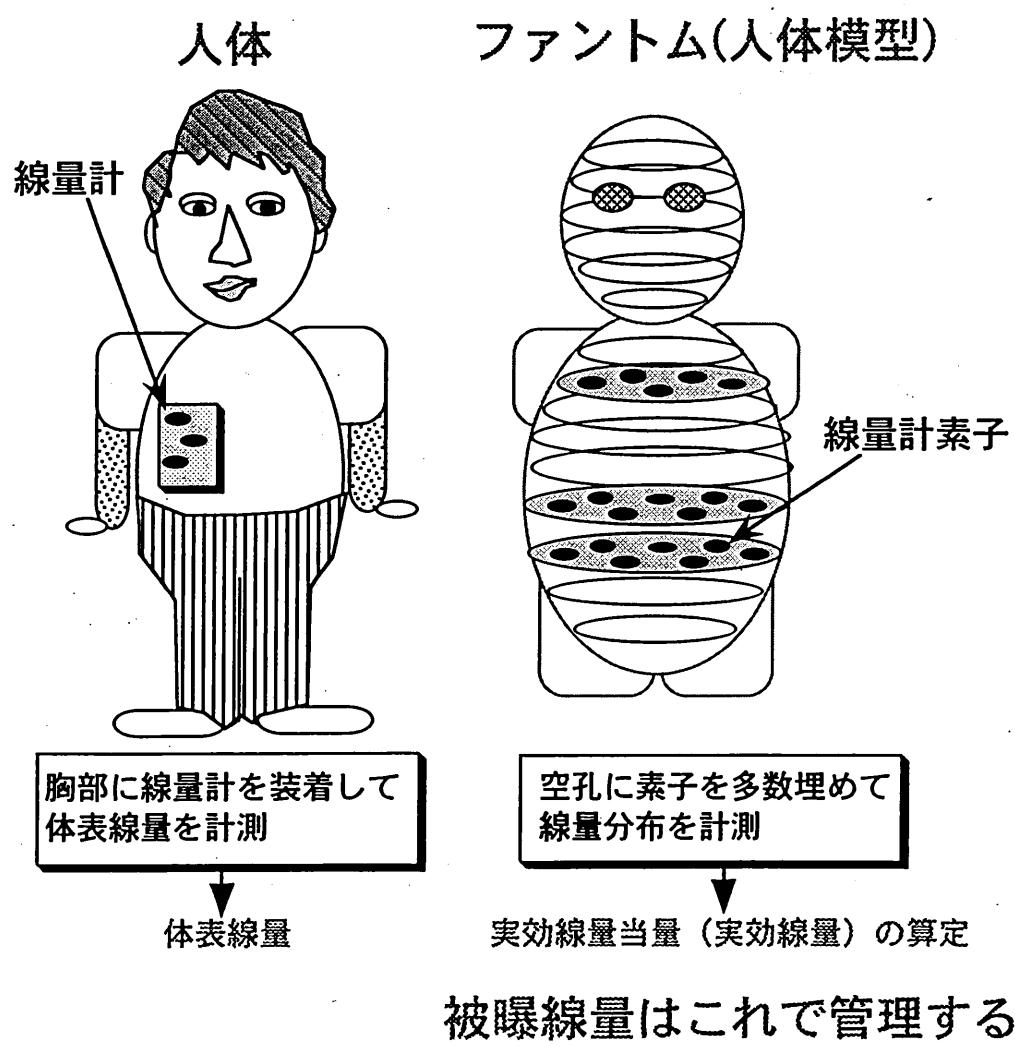


図15

## 粒子種によって検出器応答が異なる

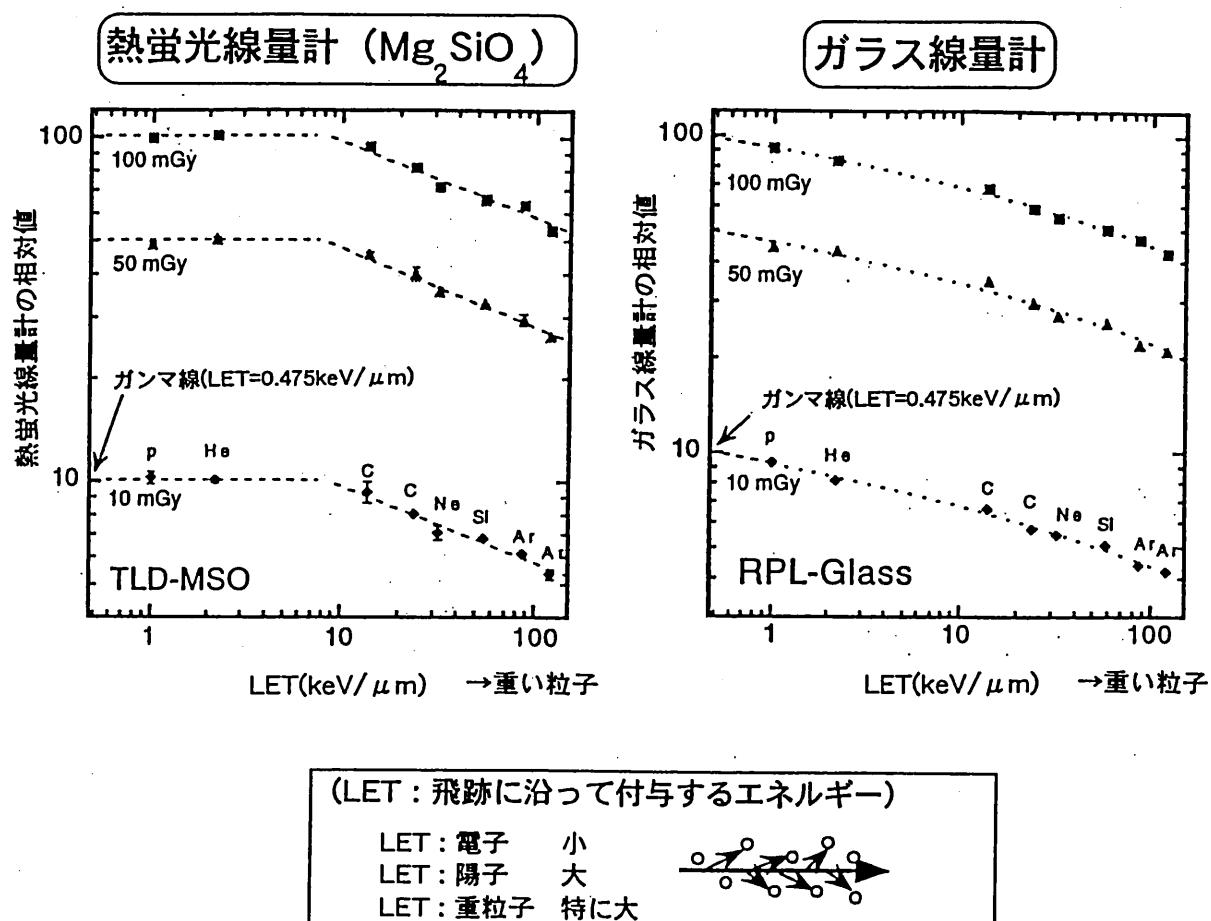
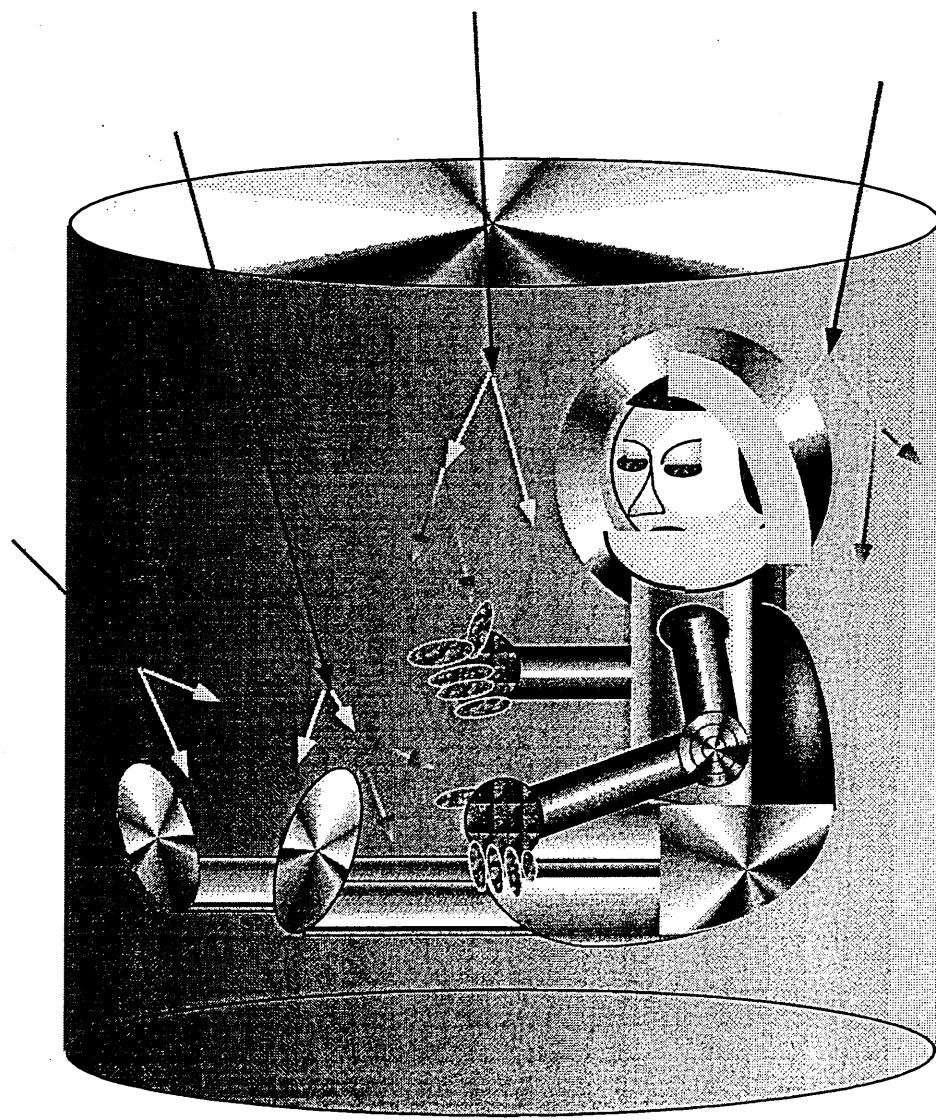


図16

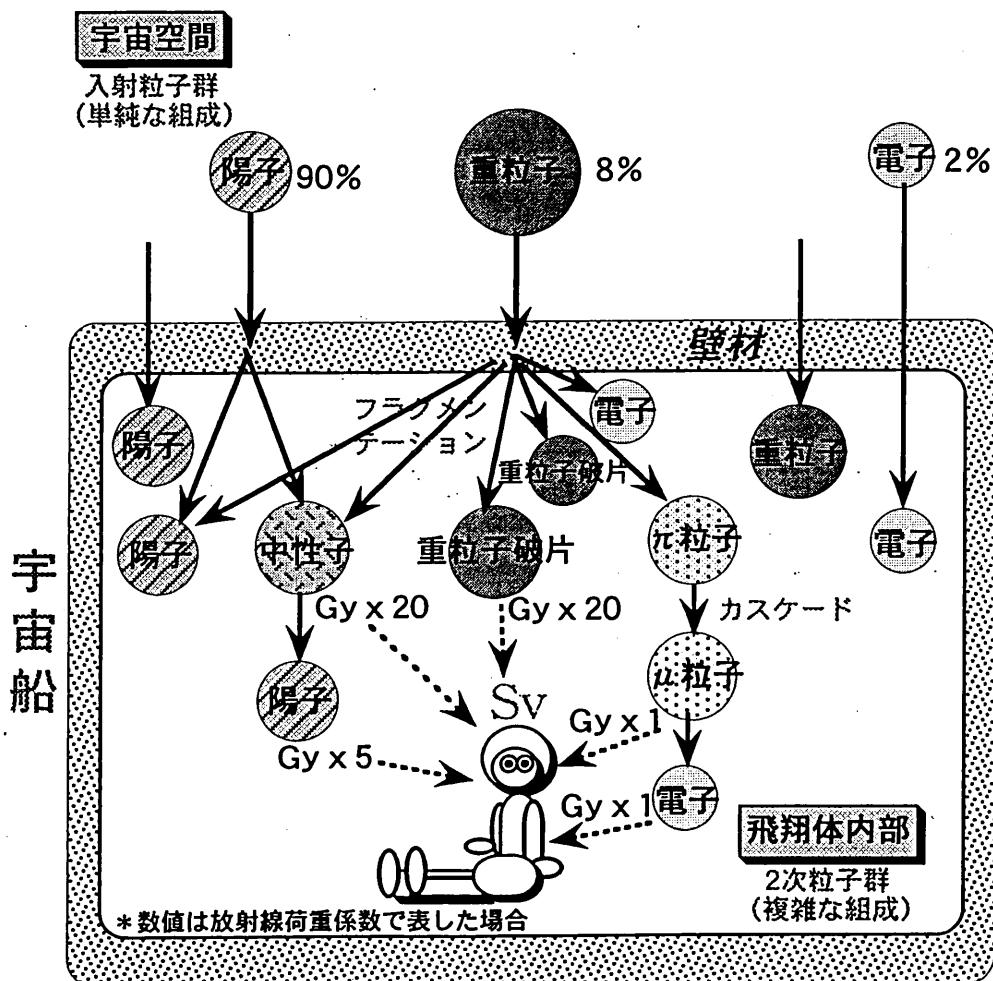


宇宙飛行士は2次線にも被曝する

(重粒子破片、陽子、中性子、  
π粒子、μ粒子、電子等を含む)

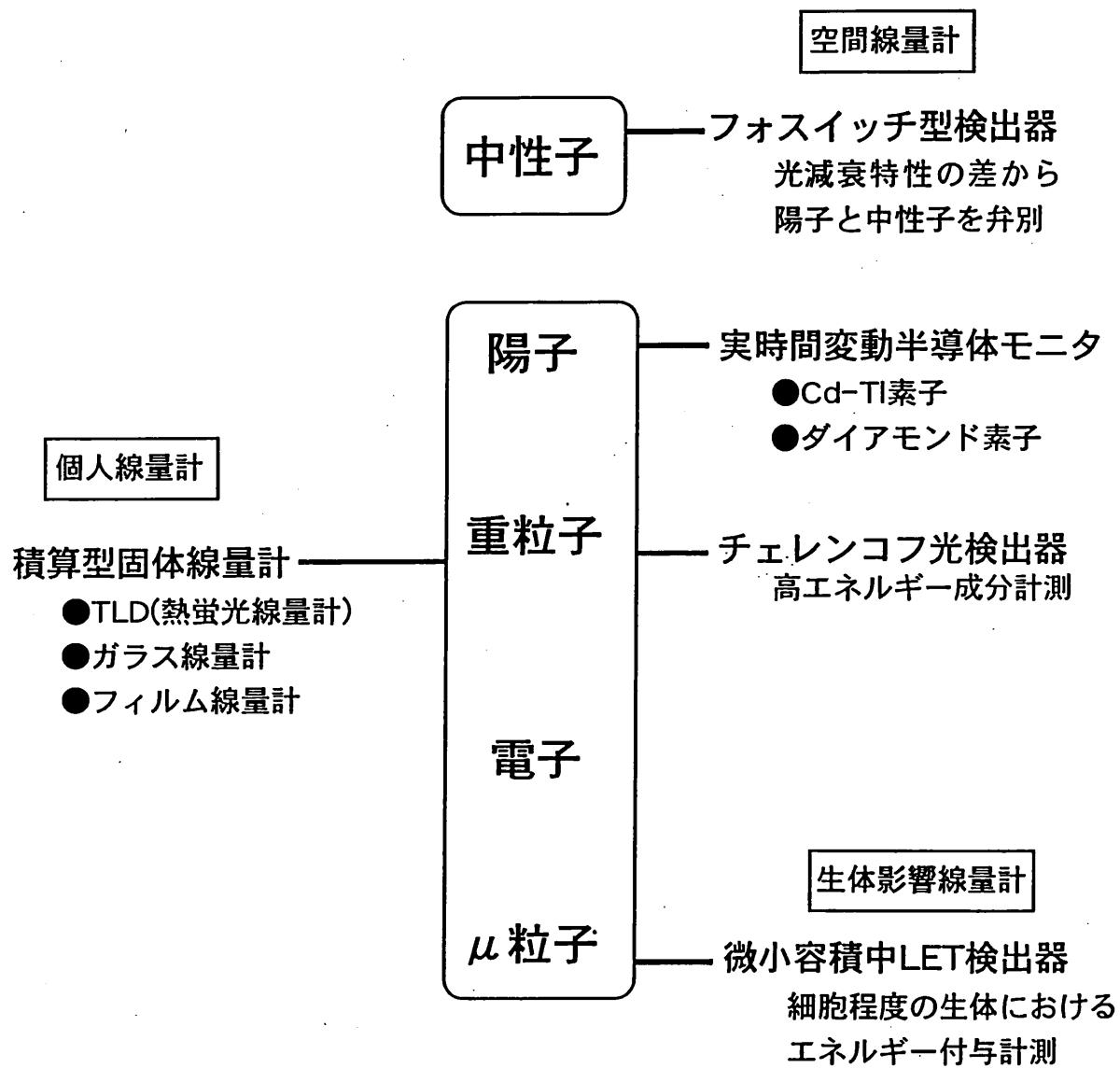
図17

## 複雑な粒子組成場の線量算定

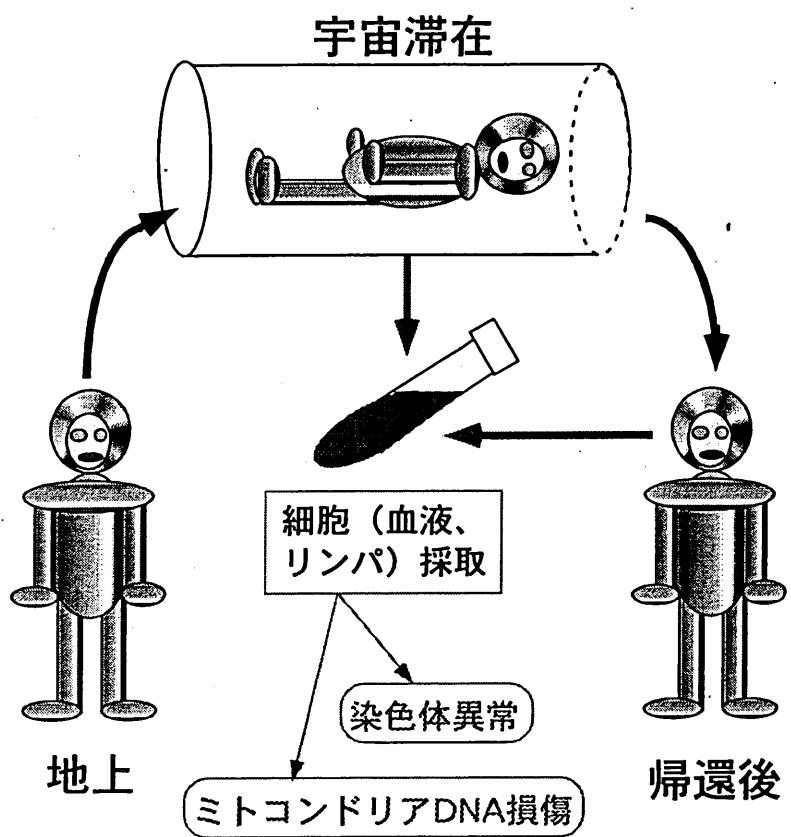


# 粒子種毎の線量計測器の開発

(放医研で実施中のもの)



## 物理計測以外の線量計測法：生物線量計



宇宙滞在中でも、地表帰還後でも、細胞観察から線量を推定できる。

全身をめぐる血液で計測するため、物理計測で困難な2次線発生や遮蔽に関する情報不足の問題は生じない。

壁材、人体と衝突して発生する破碎生成物に被曝  
→船内場所、人体部位によって被曝が異なる

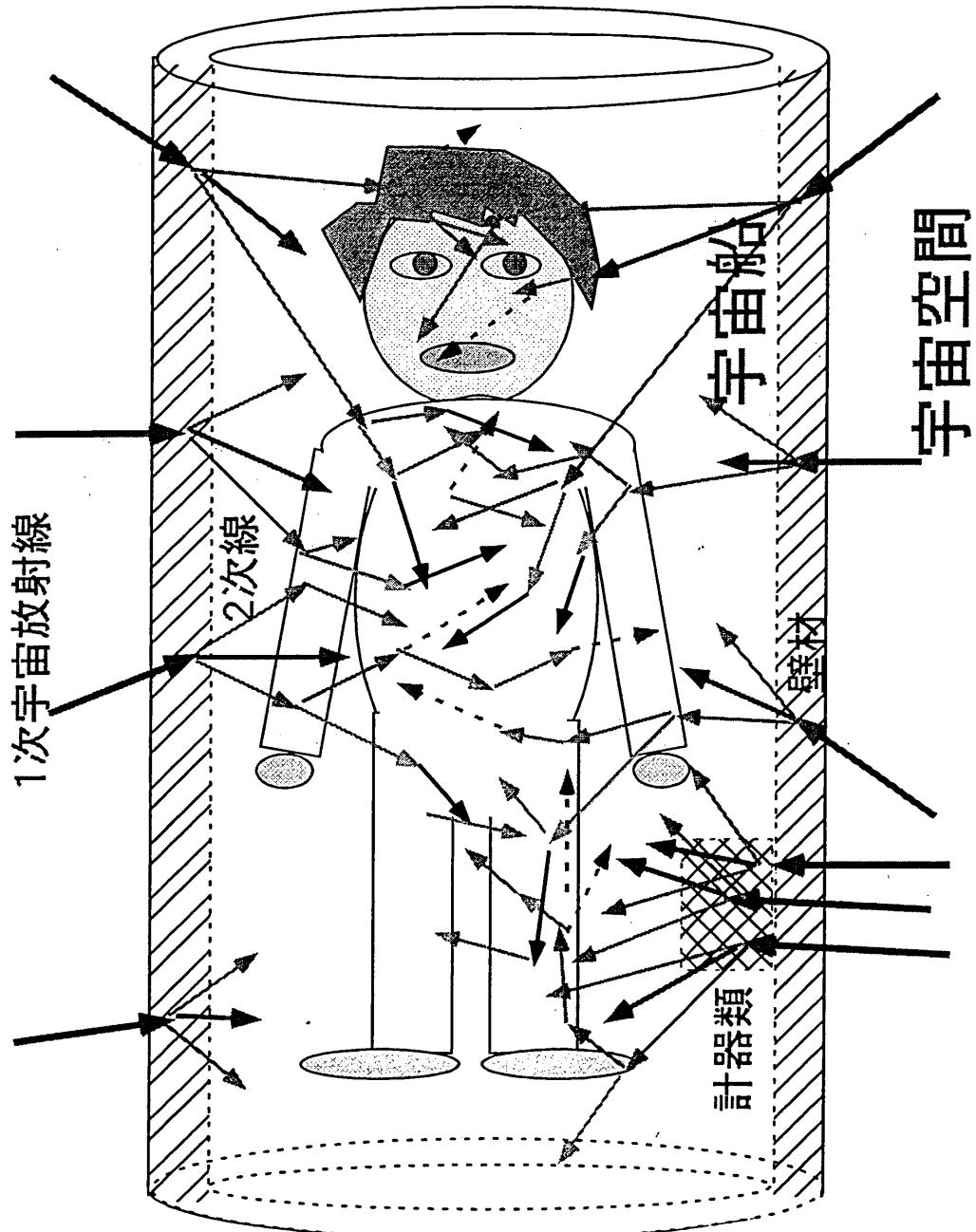


図21

# 宇宙飛行士の被曝線量の推定

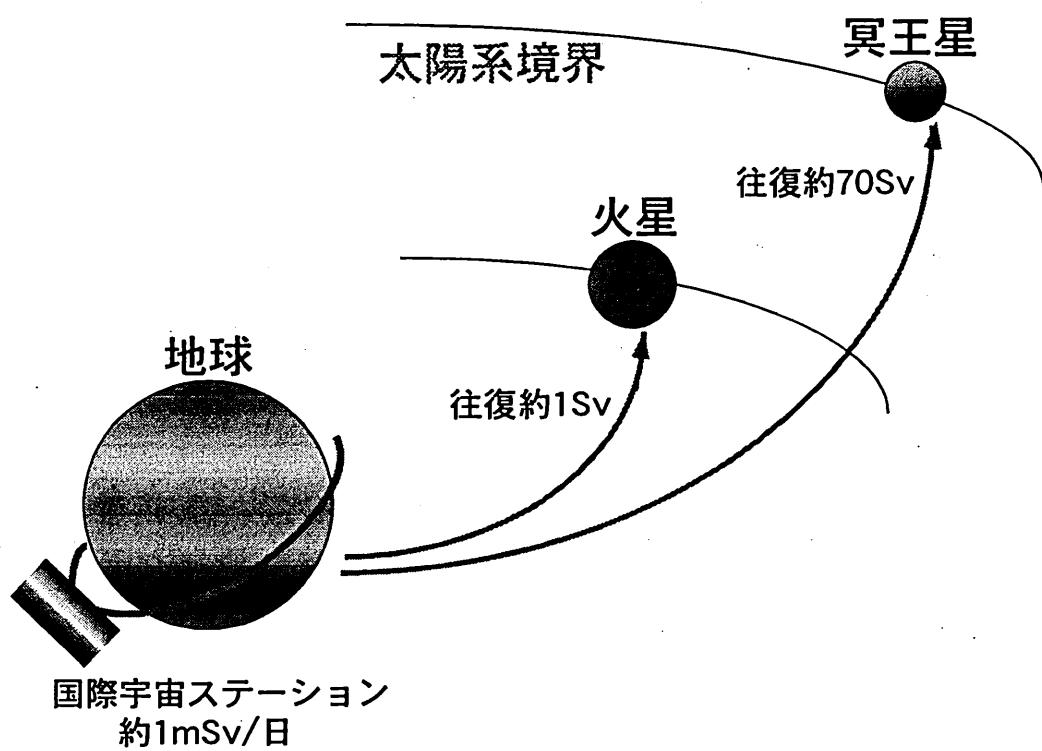
宇宙放射線の組成、エネルギー、線量率等は色々な因子の影響を受ける

飛行軌道の位置	太陽活動の状態	船内作業場所	船外作業
ブラジル上空では陽子多い	太陽静穏時には重粒子が比較的多い	構造物の側で色々な2次粒子群が発生する	太陽フレアの影響を受け易い
極上空で重粒子が増す		遮蔽材の厚みと材質で2次線が変わる	粒子組成は比較的単純
放射線帯モデル	宇宙天気予報	船内分布のサーベイ	船外のモニタリング

\* 物理計測で被曝線量を推定するには、  
様々な素過程を把握しておく必要がある。

図22

## 長期宇宙滞在による被曝線量



損傷と修復の問題を考慮すると、  
積算線量だけでなく、線量率が問題。

図23

## 問題点の整理

# 宇宙放射線の人体障害予防に至る研究課題

生物影響解明

被曝防護と管理

環境変動の予測

- 低線量率の粒子線  
照射影響の解明

加速器利用

- 実効線量当量（実効線量）  
の評価法の開発

直接  
（物理）

- 宇宙にある粒子種毎  
の計測器の開発
- 粒子線に対する検出  
素子の応答特性の解明

- 太陽活動、磁場等の  
物理環境条件の予測

天体科学

間接  
（物理）

- 直接的評価のための  
生物線量計の開発

放射線防護  
(保健物理)

## 宇宙放射線被曝管理分科会中間報告 骨子

### 1. はじめに

#### 中間報告の位置づけ

- ・国際宇宙ステーションに長期滞在する日本人宇宙飛行士の放射線被曝の線量限度について、現段階における調査検討状況を公表する。
- ・本中間報告は、宇宙開発事業団の放射線健康管理担当部門の案をもとに、当分科会が放射線関連分野の視点から審議・議論し、容認ないしは耐容可能と考えられるもの。
- ・宇宙開発や放射線防護に携わる、または関心のある国民各位のご意見等をいただきたい。

### 2. 宇宙放射線環境

#### 国際宇宙ステーション搭乗員の宇宙放射線被曝線量の推定値

- ・通常の宇宙放射線環境で船内にいる場合：1mSv/日 程度（全身）。
- ・太陽フレア（SPE）時船内にいる場合：太陽フレアの規模により通常時の数倍～数十倍程度（全身）。
- ・船外活動時：通常時船内での線量の数倍程度（全身）。特に体表に近い組織／臓器では、相対的に線量が大きくなる。

### 3. 宇宙放射線被曝の人体影響

- ・一般に放射線による人体への影響は次のように分類される。

確率的影響：影響の発現に線量のしきい値（影響が起こるために必要な最小値）がなく、線量の増加とともに発現確率が増加するもの。（例：がん、遺伝的影響）

確定的影響：影響の発現に線量のしきい値があり、線量がしきい値を越えるまでは影響は発現せず、しきい値を越えると線量の増加とともに影響が重くなるもの。  
(例：不妊、白内障等)

- ・宇宙放射線特有の影響：高エネルギー重イオン（HZE 粒子）の影響、及び微小重力下での放射線影響については、今後も引き続き知見の集積が必要である。

### 4. 確率的影響の評価

確率的影響の防護は、放射線被曝によるリスクを容認可能なレベルに抑えるため、生涯に被曝する線量を制限することにより実施することが妥当と思われる。

#### ○生涯線量限度（全身）設定の基本的考え方

- ・主として寄与生涯がん死亡確率（生涯にわたってがんで死する確率の、放射線の影響による增加分）を用いて線量限度を設定する。

- b. 日本人宇宙飛行士に最大限許容される寄与生涯がん死亡確率は3～5%<sup>1</sup>であるとして線量限度を設定する。
- c. 最も想定されやすい滞在様式で被曝した場合に、寄与生涯がん死亡確率がほぼ3%となるように線量限度を決め、その線量限度内で最もリスクが高くなるような滞在（毎年滞在）を行った場合でも5%を越えないことを確認する。<sup>2</sup>

○提案する生涯線量限度（全身：実効線量当量）(単位:Sv)

被曝開始年齢	27	30	35	40	45
男	0.6	0.9	1.0	1.2	1.2
女	0.6	0.8	0.9	1.1	1.1

表中ない被曝開始年齢の生涯線量限度は、その被曝開始年齢より若い表中の被曝開始年齢のものを用いる。

## 5. 確定的影響の評価

確定的影響の防護は、原則としてすべての組織・臓器に対する影響のしきい値を越えないように、その組織・臓器ごとに線量を制限することが妥当である。

○組織線量限度設定の基本的考え方

- a. 原則として、ICRP文書(No.41等)で示されているしきい値に準拠する。<sup>3</sup>
- b. 各組織・臓器の影響のしきい値と被曝推定線量を比較し、宇宙飛行中・後に起こりうる影響<sup>4</sup>について、組織線量限度を設定する。
- c. 一律な限度設定により宇宙飛行士の活動を過度に制限することになる場合は、限度を設定せず、「参考レベル」を示し、本人の意思に十分留意して飛行計画を立案することが妥当である。<sup>5</sup>

<sup>1</sup> 根拠：

- ・ICRP（国際放射線防護委員会）文書No.60(1991)：地上での職業被曝の線量限度（=20mSv/年）を就業年齢期間中毎年被曝した場合、寄与生涯がん死亡確率は3.6%となる。
- ・NCRP（米国放射線防護・測定審議会）報告書No.98(1989)：安全性が中程度の職業と比較し、宇宙飛行士に容認可能なリスクレベルを、致死がんの自然リスクの1/5～1/6である寄与生涯がん死亡確率3%とすることが妥当としている。
- ・日本人の致死がんの自然リスクは、約30%であるので、その1/6は5%。

<sup>2</sup> 同じ生涯線量を受けても、宇宙ステーションへの滞在様式（被曝様式：毎年滞在するのか、数年に1回しか滞在しないのか等）により、リスクレベルが異なる。最も想定されやすい滞在様式は3年ごとに3回程度。

<sup>3</sup> 骨髄の線量限度については、ICRP文書No.41のしきい値が明確でない(>0.4Sv)ので独自の文献調査により決定。（【別添2】【別添3】）

<sup>4</sup> 精巣／一時的不妊・永久不妊、水晶体／白濁、骨髄／造血能低下、皮膚／早期紅斑・晩発性萎縮が、それぞれのしきい値と推定線量とを比較すると、起こりうると判断される。

<sup>5</sup> 精巣／一時的不妊のしきい値を「参考レベル」とした。また、次世代への影響を含めた情報提供のあり方等については、今後さらに検討を加え、宇宙飛行士の健康管理計画に反映する。（【別添1】）

○提案する組織線量限度（線量当量）

組織・臓器	1回短時間 <sup>1</sup> (Sv)	1年間 (Sv/年)	生涯 (Sv)
精巣	—	2	—
水晶体	0.5	1	5
骨髄	—	0.5	—
皮膚	2	4	20

『：ここで、1回短時間とは1回の太陽フレア（SPE）等、宇宙環境の変動または宇宙飛行士の滞在状況の変化により一時的に被曝線量が高くなる期間を指す。

○提案する参考レベル

精巣／一時的不妊： 1回短時間 0.15Sv、 1年間 0.4Sv/年

## 6. 今後の課題

本分科会としては、国際宇宙ステーションに長期滞在する日本人宇宙飛行士の宇宙放射線被曝管理運用に係るガイドライン設定のために、残された下記項目について検討していく予定である。

- ①放射線モニタリングと線量評価手法
- ②放射線防護に係る宇宙飛行士の教育・訓練及び合意のありかた
- ③放射線障害防止のための健康管理計画

### 【別添1】

低線量における造精機能抑制に関する知見について調査。

○精巣腫瘍低線量放射線治療後の精子数観察（3施設、37症例）

- ・ICRP文書No.41の示す「しきい値」以下でも有意な減少が見られた例がある。
- ・特異例（治療前からの乏精子、観察からの脱落）を除き、長期を要するが回復を観察。
- 低線量放射線による精子染色体異常
  - ・同種の調査で、精子染色体異常の増加がみられた／みられなかつた、のいずれの結果も報告されている。
  - ・原爆被爆者二世では、染色体異常の増加は認められていない。

### 【別添2】

低線量における造血機能抑制に関する知見について調査。

○放射性同位元素による悪性腫瘍部位選択照射データ（4施設）

- ・骨髄線量0.5Sv程度によっては、少なくとも臨床的に問題となる血小板/白血球減少はみられていない。

### 【別添3】

宇宙飛行に伴う免疫低下に関する総説を紹介。

- ・心理的・肉体的ストレス、又は無重力環境そのものによると考えられる白血球数減少、リンパ球反応性低下等について多くの報告あり。

(参考)

○基本的な用語については、中間報告本文中に用語集を付した。

○なお、中間報告本文中には触れていないが、日常生活における放射線被曝は概ね次の通りである。（放射線医学総合研究所ホームページより：実効線量当量）

・胃のX線集団検診（1回）：	4 mSv
・一般人の自然放射線被曝量（年間）：	1.1 mSv
	- 宇宙から 0.35 mSv
	- 大地から 0.4 mSv
	- 食物から 0.35 mSv
・胸のX線集団検診（1回）：	0.3 mSv
○ヨーロッパへのジェット機飛行（往復）：	0.07 mSv