

H - A ロケット 6 号機 打上げ失敗の  
原因究明状況について（その 8）

平成 16 年 2 月 17 日  
宇宙航空研究開発機構

# 目次

1. 試験結果	…	1
1.1 層間剥離を伴う表面後退率の評価試験		
1.2 アーク加熱による層間剥離評価試験(その2)		
1.3 サブサイズモータ燃焼試験(その2)		
2. 原因究明のまとめ	…	5
3. 設計等の改善の考え方	…	17

## 1. 試験結果

ライナアフトB2(CFRP製断熱材)の表面後退量増大に関する原因究明および対策案の検討に資するため、以下の試験を実施した。

層間剥離を伴う表面後退率の評価試験

アーク加熱による層間剥離評価試験(その2)

サブサイズモータ燃焼試験(その2)

### 1.1 層間剥離を伴う表面後退率の評価試験

層間剥離を伴うライナアフトB2(CFRP製断熱材)の表面後退特性を評価するため、CFRPの積層面と加熱面が平行となる形態にて、小型固体モータ燃焼試験を行い、表面後退率を評価した。(図1.1-1)

#### 【結果】

層間剥離を伴う場合に、従来の燃焼試験での表面後退率より大きな表面後退率となる可能性があることが確認された。

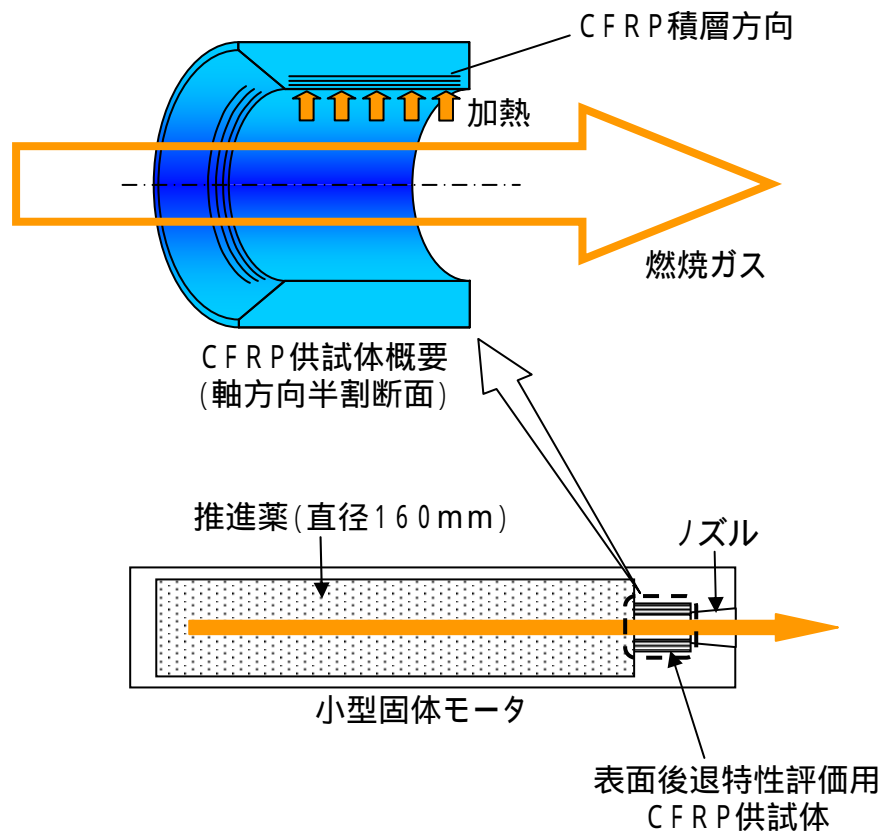


図1.1-1 試験概要図

## 1.2 アーク加熱による層間剥離評価試験(その2)

6号機(R側)用ライナアフトB2が、他号機と比較して層間剥離のしやすさに違いがあるか評価するため、ライナアフトB2の余長部(製造時の端材)を用いたアーク加熱試験を行った(図1.2-1参照)。この手法は層間剥離を促進して評価する試験である。

第3回調査部会(平成16年1月27日)にて、積層面と加熱面のなす角度をSRB-A燃焼初期の条件とした加熱試験の結果として、6号機(R側)余長部は他号機同様、層間剥離がなかったことを報告した。また、加熱面とCFRP積層面のなす角度の層間剥離に対する影響評価試験結果についても報告したが、当該試験の供試体はライナアフトB2同等品であった。

今回の試験は6号機および他号機のライナアフトB2の余長部を用いて、積層面と加熱面のなす角度を変化させ、層間剥離が発生しやすい条件下で行った。

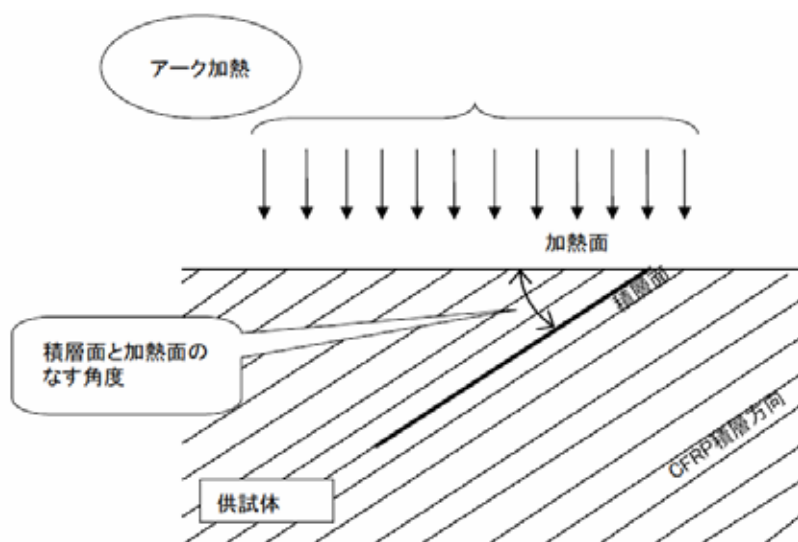


図1.2-1 試験概念図

### 【結果】

6号機余長部の材料特性は他号機と同様にすべて規格値内であったが、他号機と比べ層間剥離が起きやすい傾向が認められた。また、6号機のR側と正常であったL側では、層間剥離の状況は同程度であった。

これにより、適切な製造工程かつ規格値内の材料特性であっても層間剥離のしやすさにばらつきがあることが判明した。

### 1.3 サブサイズモータ燃焼試験(その2)

ライナアフトB2前端部の段差およびノズル内面の縦溝形状が表面後退率に与える影響を評価するため、サブサイズモータ燃焼試験を実施した。供試体には、ライナアフトB2前端部全周に実機の燃焼初期表面後退量を模擬した段差をつけ、QM3局所エロージョンの約1/6、1/3相当の縦溝を施工した(図1.3-1参照)。

また燃焼中のライナアフトB2のアブレーション(熱分解)層進展時間履歴に関するデータ取得のため超音波計測を実施した。

#### 【結果】

##### (1) 段差、縦溝の影響

内面全周に施工した段差による影響は見られなかった。

浅い縦溝施工位置では、溝は拡大せず、平均的な表面後退率と同程度であった。

深い縦溝施工位置では、縦溝が進行し、サブサイズモータ燃焼試験(その1)及びQM3の最大局所エロージョンと同程度の表面後退率であった。

##### (2) 燃焼圧力増加の影響

本試験でも前回試験と同様、燃焼圧力をSRB-Aに比べて20%程度高く設定した結果、表面後退率のばらつきが増大し、前回同様の結果が得られた。

##### (3) 超音波計測データ評価

今回の試験では、ライナアフトB2部の光芒山位相で溝無し部2箇所について、熱分解層の進行状況を超音波センサにより計測した。データは良好に取得でき、熱分解層の進展状況について確認できた。

従来は燃焼後の形状から表面後退率を推定していたが、本計測により燃焼中の表面後退の挙動が推定できることとなった。今後、実機大モータによる燃焼試験にも適用し、ノズル断熱材の表面後退特性の把握に資する。

##### (4) まとめ

今回の試験により、ライナアフトB2前端部の縦溝は、表面後退率に影響を与えるが、今回の施工した段差や縦溝の程度では、SRB-A QM3の局所エロージョンと同等の表面後退率であり、局所エロージョンを加速する要因とされないと考えられる。

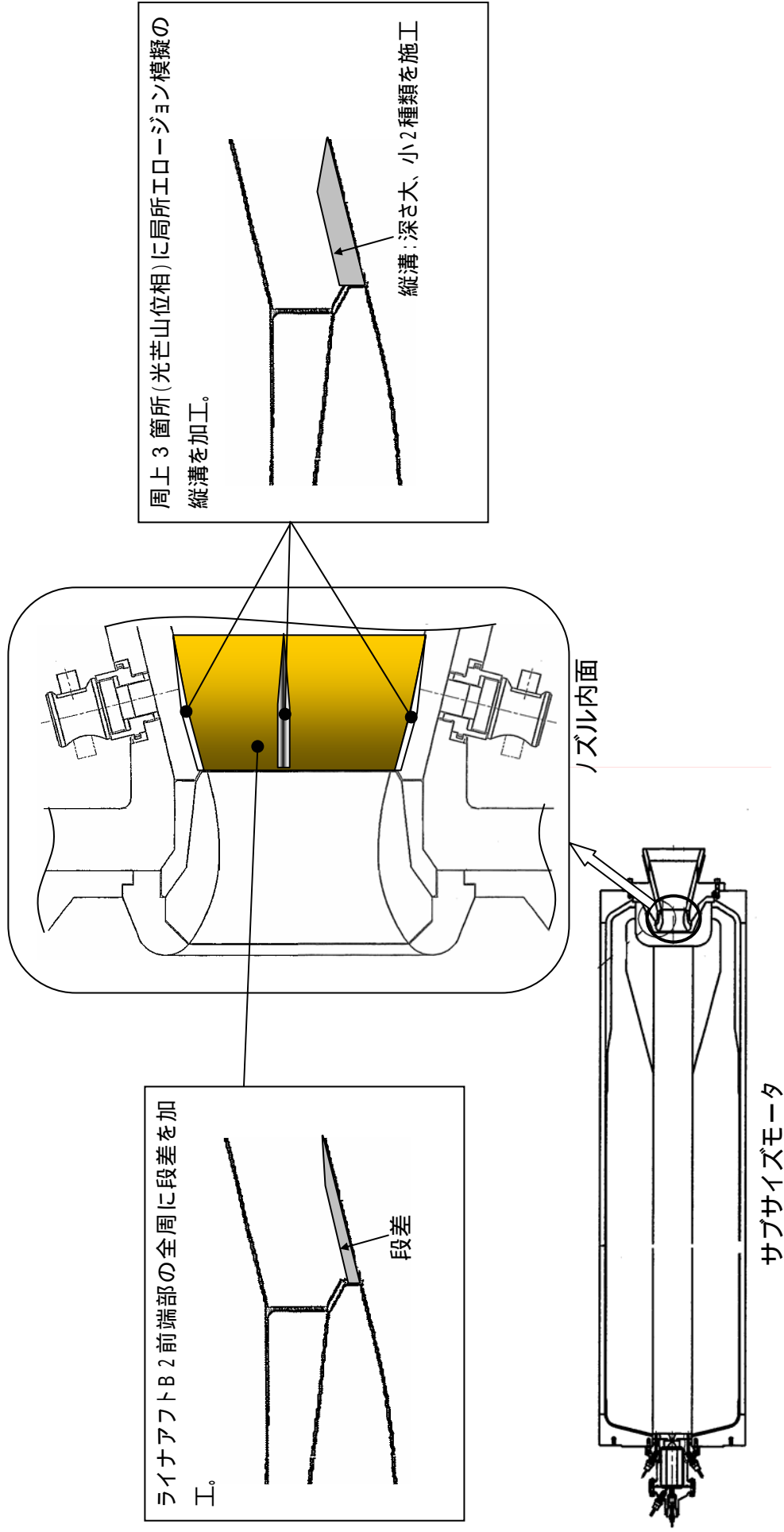


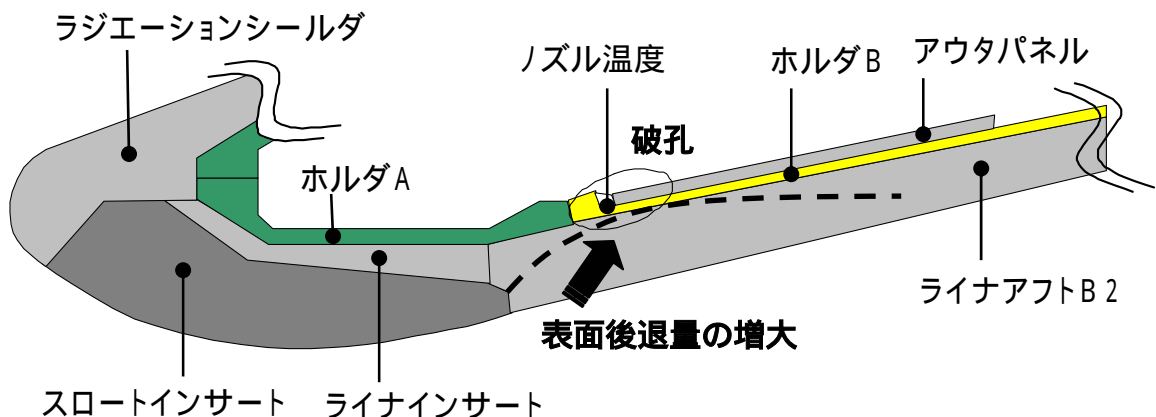
図1.3-1 サブサイズモータ(1/5スケール)燃焼試験(その2)概要

## 2. 原因究明のまとめ

H - A6号機の打上げ失敗の原因究明として、飛行データによる発生事象の把握・整理、設計・開発・製造データの評価・分析および検証実験・解析による発生事象の解明作業を実施してきた。

これら原因究明の結果から、SRB - A (R側) が分離しなかった要因は、以下の事象が発生した可能性が高いと推定される。(表2 - 1参照)

- (1) SRB - A (R側) ノズル開口部のライナアフトB2 (CFRP製断熱材) に想定を超えた表面後退量の増大が発生し、燃焼ガスがホルダBを加熱した。
- (2) 打上げ後約62秒時点で、ノズル温度 近傍(数10 mmの範囲)でホルダB (アルミ合金) が溶融・破孔し燃焼ガスが後部アダプタ内に噴出した。
- (3) SRB - A (R側) 後部アダプタ内の温度が上昇(熱環境異常)し、ノズル温度 の温度上昇・短絡に始まり、後部アダプタ内のセンサ及び機器データの異常が発生した。
- (4) 後部アダプタ内に艤装されている前方プレス分離用の導爆線の温度が上昇し導爆線が2系統とも異常(機能喪失)に至った。
- (5) その結果、SRB - A分離信号が送出されたもののR側の前方プレスが分離せずSRB - A (R側) が分離しなかった。



- 推定事象(概念図) -

上記で推定した事象の詳細について以下に示す。

ノズル開口部のライナアフトB2 (CFRP 製断熱材)の表面後退現象は高圧燃焼により顕在化したものであり、周方向に一様な表面後退(現象A)とともに、燃焼ガスの流れの乱れ及びライナアフトB2のCFRPの不均一性等の影響により、周方向に局所性をもった表面後退量の大きい部位が発現すること(現象B)により、局所エロージョンへと進展していく。

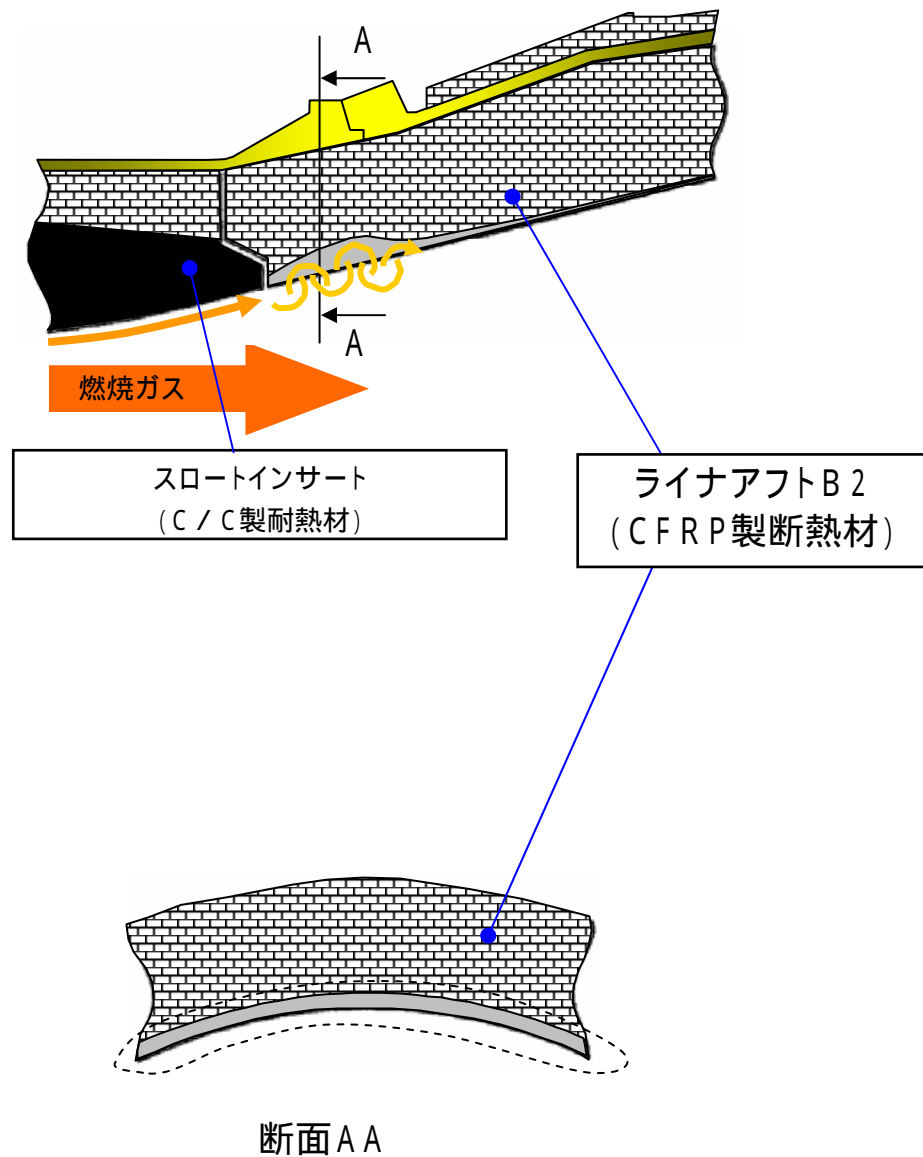
局所エロージョンへと進展していく過程において、部分的にCFRPの剥離・脱落が発生すること(現象C)により、表面後退量が急激に増加することや、表面後退による溝が深くなるにつれ燃焼ガスが溝内部に流れ込むこと(現象D)により、表面後退量が增大することが考えられる。

これら表面後退量の増大現象が、当初想定した局所エロージョンに重畳することにより、想定を超えた表面後退量の増大が発生したと推定される。



現象A:周方向に一様な表面後退現象

スロートインサート(C/C 製耐熱材)に比べライナアフトB2(CFRP製断熱材)の表面後退率は大きいいため、ライナアフトB2前端部には燃焼初期に円周上に一様な段差が生じる。この段差の下流では燃焼ガスの膨張および再圧縮の領域が発生し加熱率が高くなるため、表面後退が主に下流側へ深く進行していく。

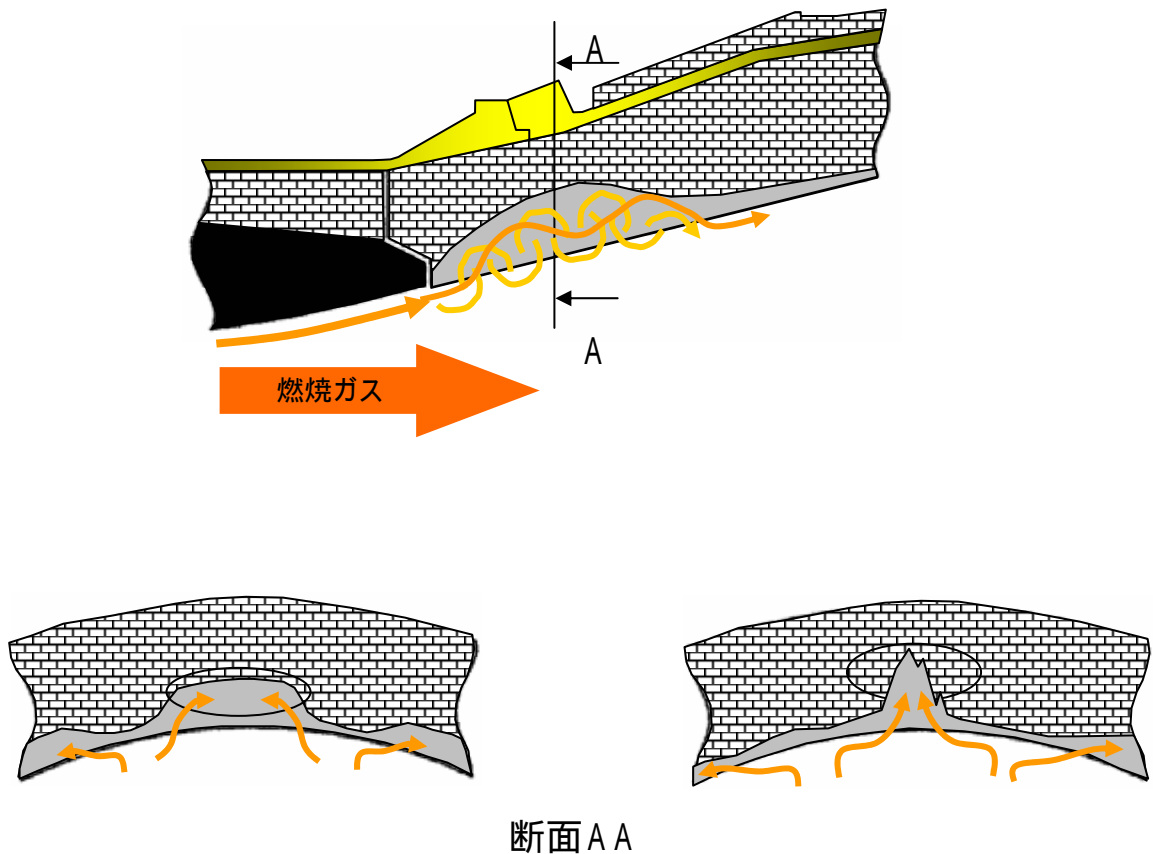


## 現象B：周方向に局所性をもった表面後退現象

推進薬の形状等の影響によって形成された流れの乱れにより、ライナアフトB2の表面後退量は周方向に差が生じる。

表面後退率の高い領域において、CFRPが本来有する表面状態の不均一性や炭化層の保持力のばらつき等が重畳した場合、これを起点として、局所的な表面後退量が増大し、溝に成長する。

溝内部へは、圧力の急減により軸方向に加えて周方向から流れが流入し、より動圧及び熱負荷の高い流れ環境が形成され、さらに局所的な表面後退が進行し、局所エロージョンへと進展することが考えられる。



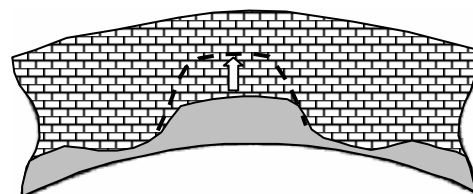
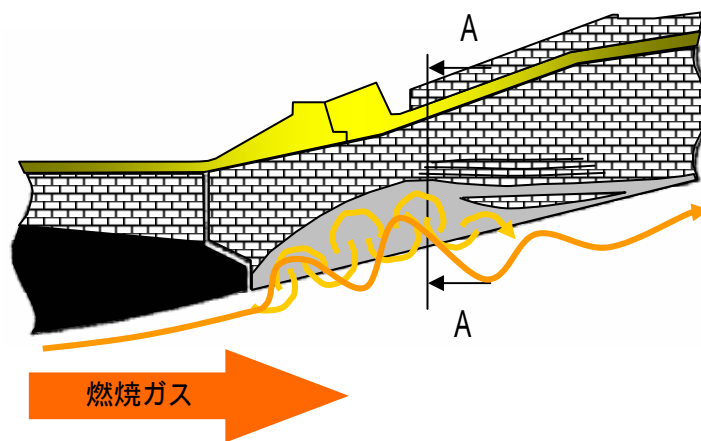
局所的な溝は周方向に幅の広いものや狭いものが発生することが考えられる。

### 現象C：部分的なCFRPの剥離・脱落による表面後退量の増大

局所エロージョンが進展する過程においては、ある程度の幅を有し加熱面とCFRP積層面とのなす角度が小さくなる領域が発生することが考えられる。

この領域では、熱分解ガスが層間から抜け難くなり、層間の圧力の増加により層間の剥離・脱落が発生する。また、炭化層保持力の低下やCFRPの熱膨張によって、剥離・脱落が助長されることが考えられる。これらの現象には層間剥離のしやすさが影響している可能性が考えられる。

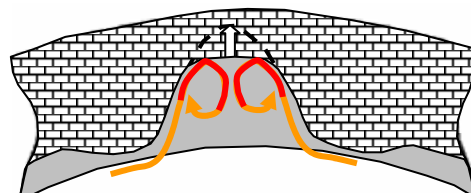
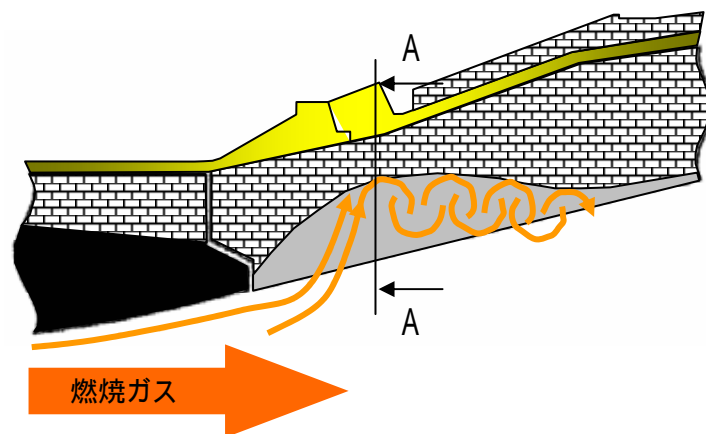
このような層間剥離の影響によるCFRPの脱落が発生した場合には、表面後退量が急激に増加し溝が深くなることが考えられる。



断面A A

### 現象D：溝内部へ燃焼ガスが流れ込むことによる表面後退量の増大

数値流体解析(CFD)によれば、局所エロージョンにより表面後退の溝が深くなるに従って、燃焼ガスの溝内部への流れ込みが多くなり、アルミナ成分を含んだ燃焼ガスが渦を形成し溝内部の加熱率が高くなる。このように溝内部への燃焼ガス流れ込みが増加すると動圧の高い燃焼ガス流れとなり、表面後退率が增大することが考えられる。

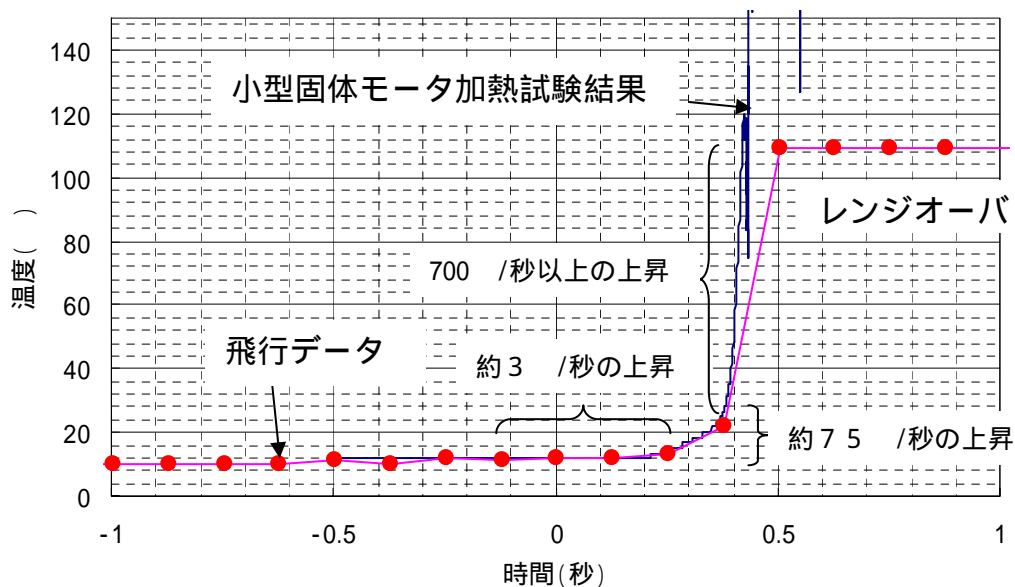
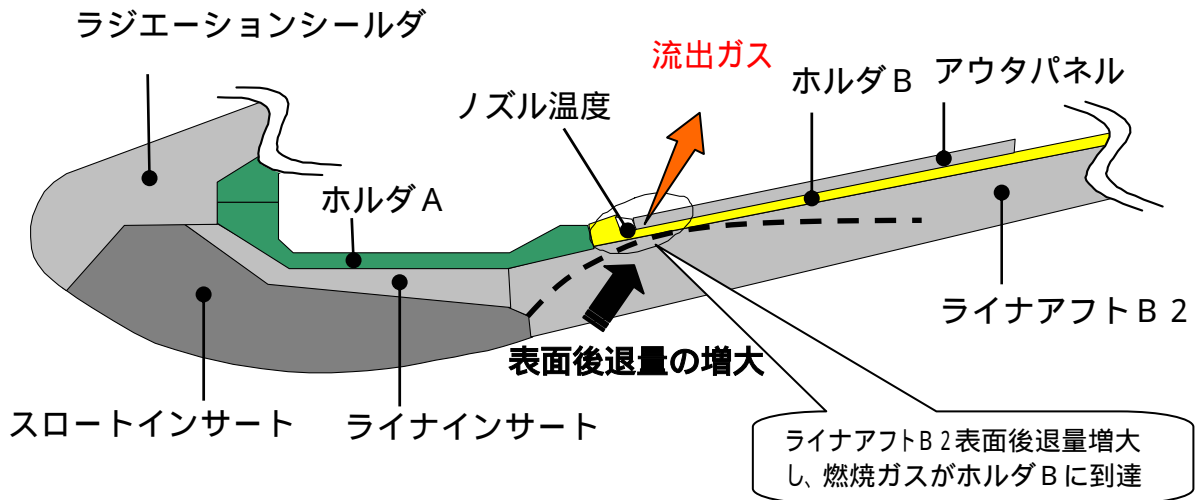


断面 A A

ライナアフトB2の想定を超えた表面後退が進み、打上げから約62秒の時点でSRB-A(R側)のノズル温度(180°位相)近傍において燃焼ガスがホルダBに到達した。

高温の燃焼ガスに曝されたことで、ホルダBは溶融し、ノズル温度センサ近傍で破孔、後部アダプタ内へ燃焼ガスが流出した。

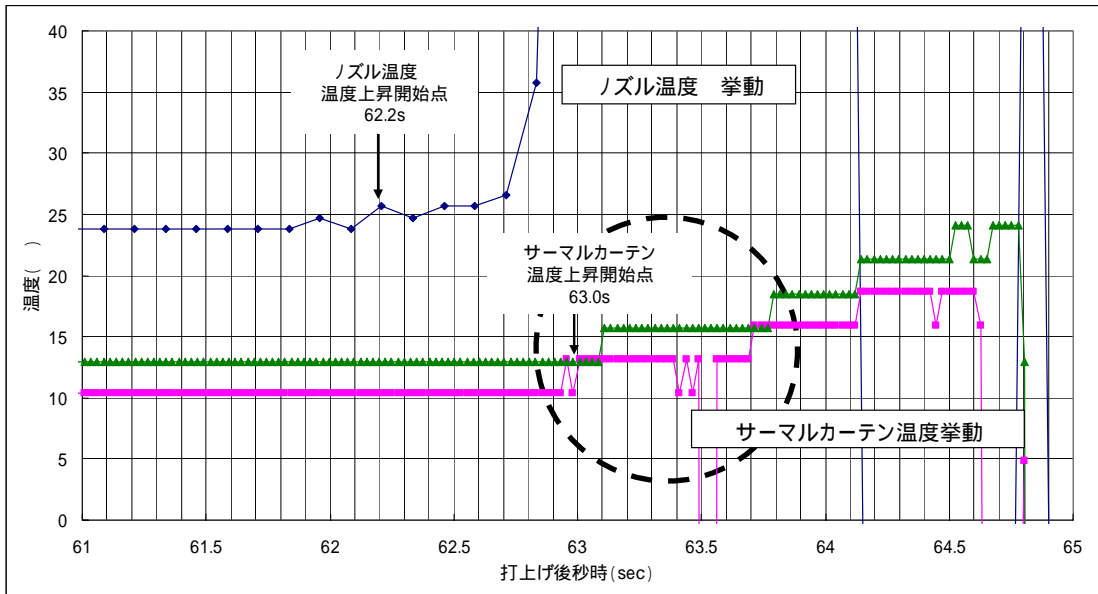
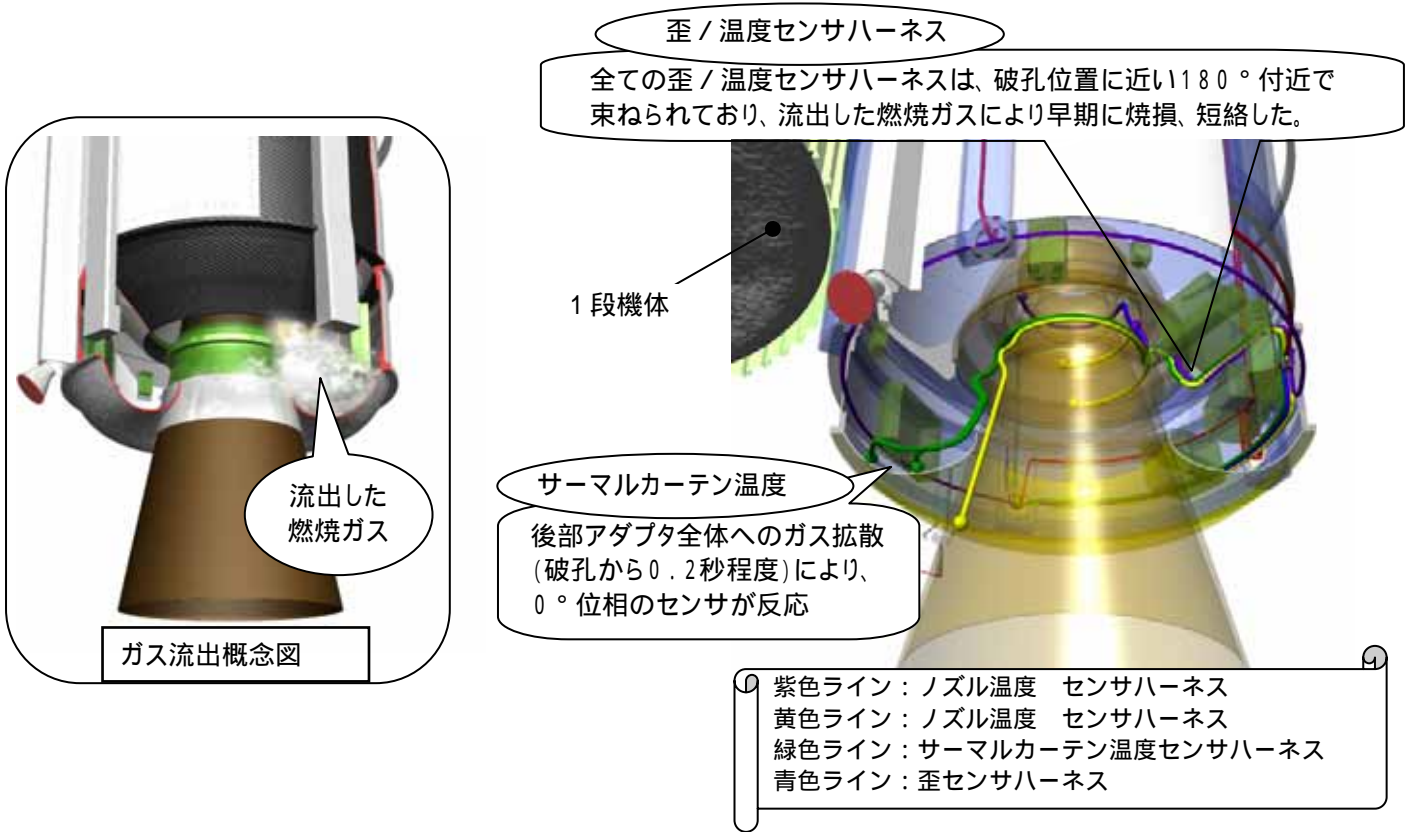
ノズル温度センサは、ホルダBからの熱伝導および流出した燃焼ガスによる加熱により、飛行データが示す温度上昇(3 /秒)、その後の急峻な温度上昇を示した。



小型モータによる内側加熱試験結果  
(ノズル内側からのノズル温度センサ加熱を模擬)

その後、燃焼ガスは後部アダプタ全域へ拡散し、破孔位置(180°付近)と反対位相のサーマルカーテン温度センサ(0°位相)にも燃焼ガスが到達した。サーマルカーテン温度センサは、燃焼ガス到達により、飛行データが示す6 / 秒程度の温度上昇を開始した。

次に、ノズル歪センサ、ノズル温度センサ、サーマルカーテン温度センサの各ハーネス(全て破孔位置に近い180°付近で束ねてノズルに取付けられている)が、破孔発生直後からの燃焼ガスによる加熱で、破孔発生から1~2秒程度の時点(打上げから64~65秒程度の時点)で次々に焼損し、飛行データが示す短絡状態となった。



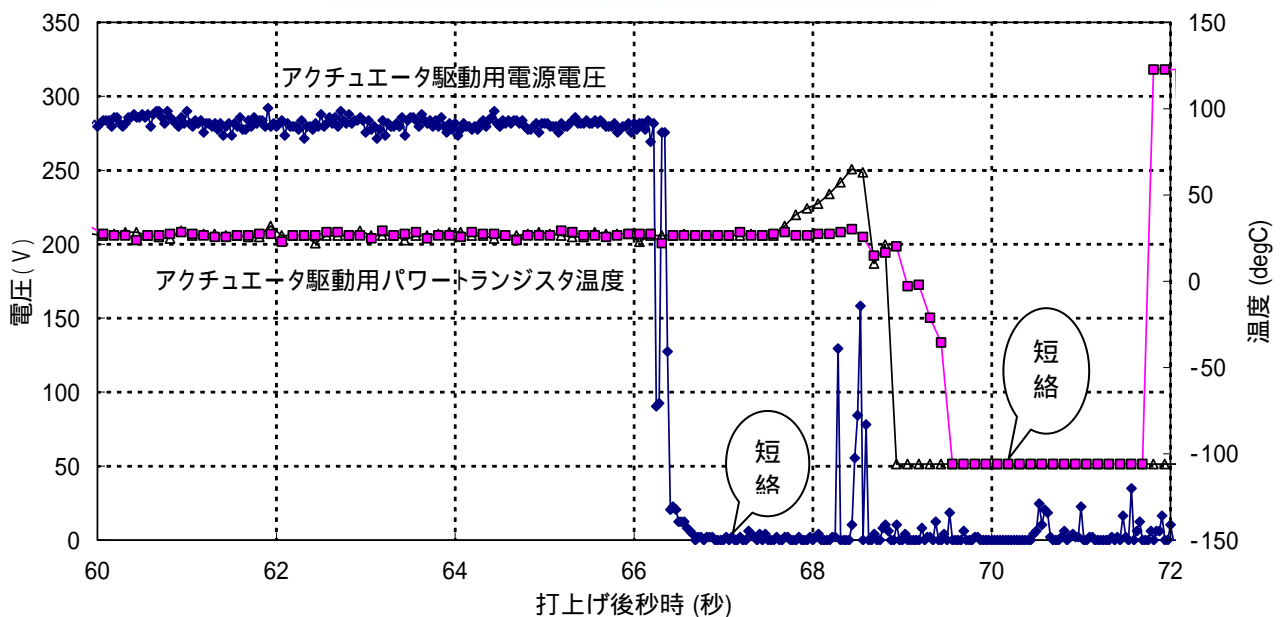
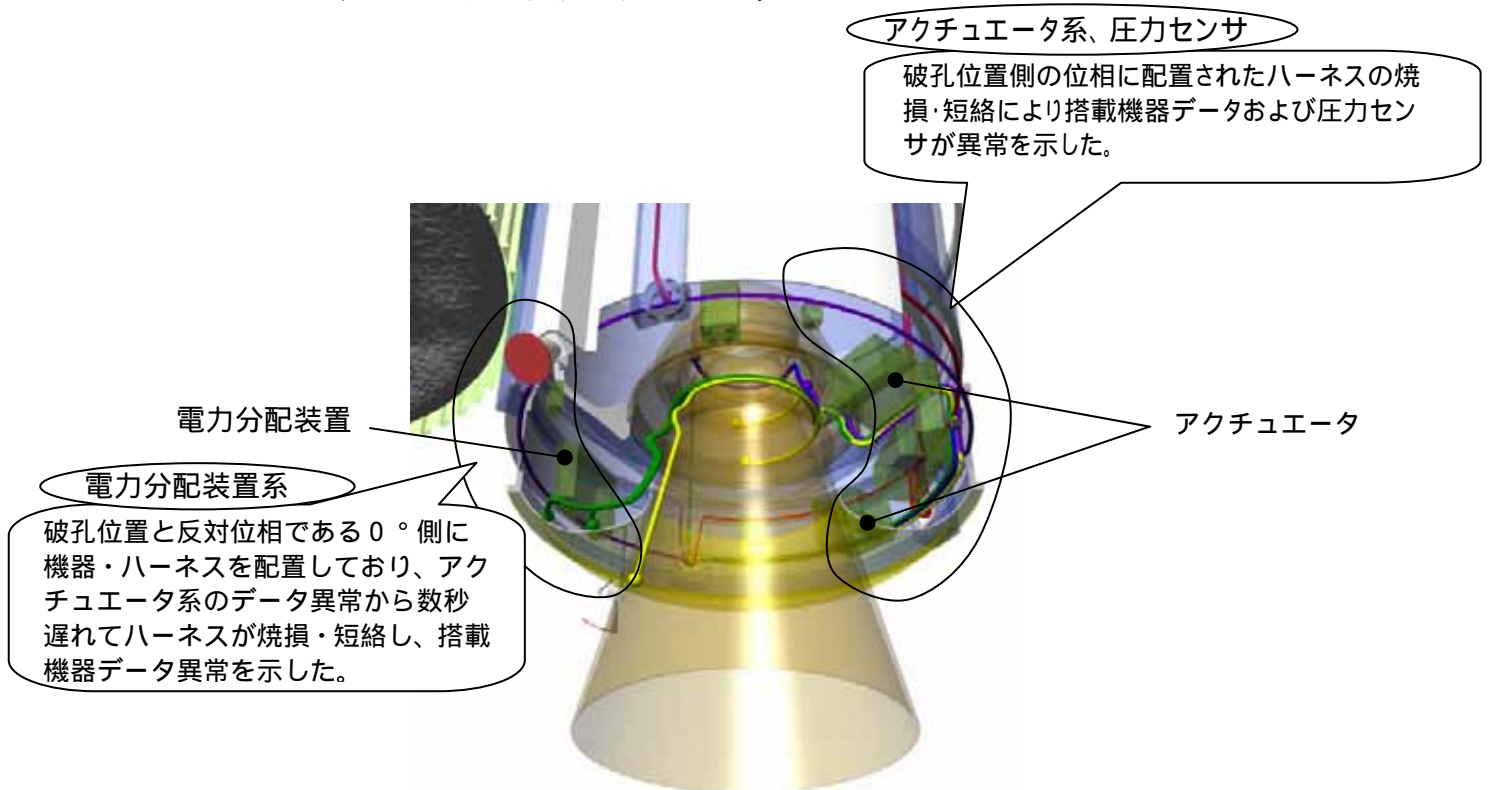
6号機飛行データ\_ノズル温度 およびサーマルカーテン温度

燃焼ガスの後部アダプタ内への流出が続き、搭載機器のハーネスが、連続的に焼損・短絡した。

これにより、打上げから66～69秒程度の時点で、アクチュエータ系データ、および燃焼圧力センサデータ異常が発生した(機器およびハーネスは破孔位置(180°付近)側に配置されていた)。

さらに、69～70秒程度の時点で、破孔位置と反対位相である0°側に配置された電力分配装置系のデータが異常を示し、全ての搭載機器データが異常となった。

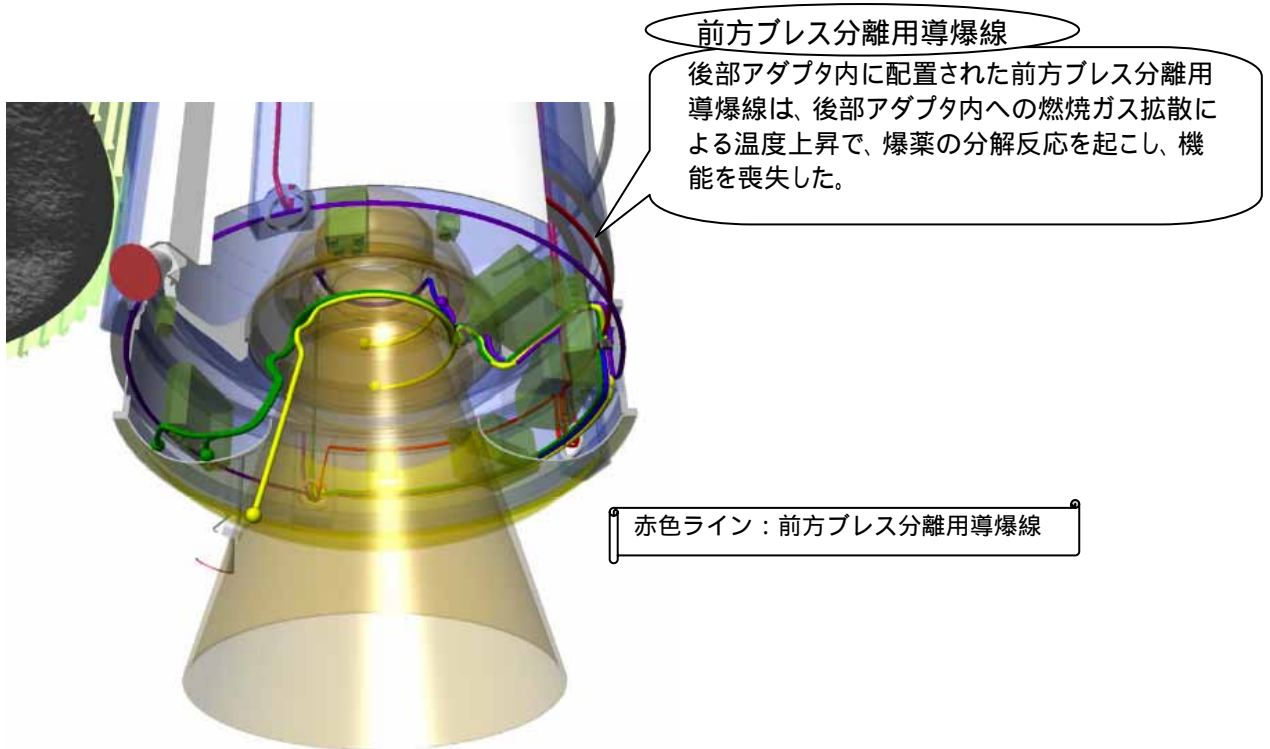
これにより、ノズル駆動機能も失われた。



6号機飛行データ\_\_ノズル温度 およびサーマルカーテン温度



前方プレス分離用導爆線は、1段機体から後方プレスを経由して後部アダプタ内に入り、システムトンネルを通して前方プレスまで引き上げられている。このため、後部アダプタ内に配置された前方プレス分離用導爆線は、拡散した燃焼ガスにより加熱され、打上げから70秒程度の時点までには、200程度以上に達した。導爆線の温度が上昇したことにより、導爆線内部の爆薬が分解反応を起こし、前方プレス分離用導爆線は2系統とも機能を喪失した。



導爆線の加熱試験結果

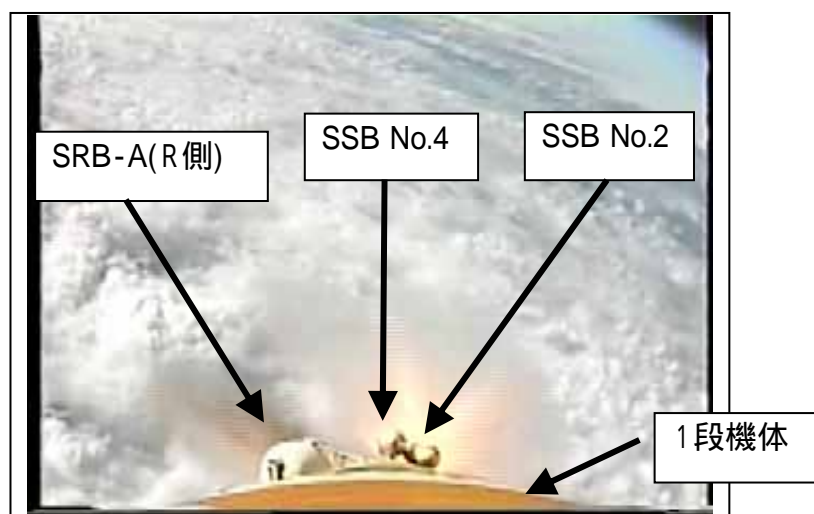
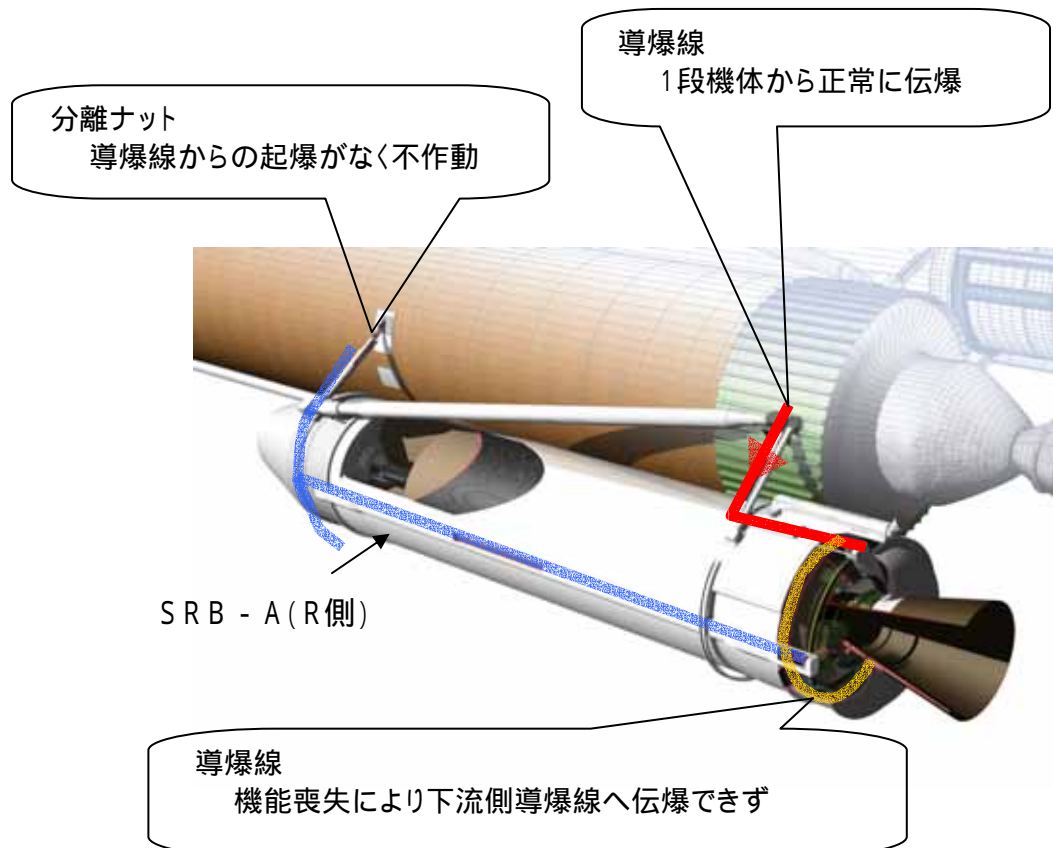
270 程度まで導爆線を加熱した試験結果であり、爆薬の分解ガスにより導爆線が破裂し機能喪失した状況



打上げから105.3秒時点で、第1段機体から前方ブレス切断点火信号が送信され、第1段機体に搭載されたSAD(起爆装置)が起爆し、導爆線による爆轟波の伝播を開始した。

第1段機体からSRB-Aには導爆線により爆轟波が到達したが、後部アダプタ内の導爆線が機能を喪失していることにより、下流側の導爆線には伝わらず、前方ブレス分離用の分離ナットが作動しなかった。

前方ブレス分離ナット不作動により、SRB-A(R側)が1段機体から分離しなかった。



6号機 機体搭載カメラ画像  
(SRB-A(R側)分離せず)

表2-1 S R B - A ( R 側) 分離不具合の全体事象一覧

時刻 (打上げ基準)	推定事象	飛行データ / 確定事象	検証内容
打上げ	180°付近の位相でライアアフトB2(CFRP)の表面後退量が増大し、残存板厚減少		<b>ノズル温度 センサの挙動</b> 検証実験、溶融・伝熱解析により、本推定事象で初期温度上昇が再現できるとを確認
62.2秒	ライアアフトB2の表面後退が進み、燃焼ガスがホルダB(アルミ合金)に到達	ノズル温度 温度上昇開始(約3 / 秒)	
62.8秒	ホルダB溶損し、ノズル温度 センサ近傍で破孔	ノズル温度 温度急峻な温度上昇 ノズル温度 温度データ上限値	<b>サーマルカーテン温度センサの挙動</b> 検証実験、ガス拡散解析により、破孔からサーマル温度上昇まで本推定事象で再現できることを確認
63.0秒	ノズル温度 センサへの燃焼ガス到達	サーマルカーテン温度上昇	
63.0秒	破孔からの燃焼ガスが後部アダプタ全体へ拡散	ノズル歪 短絡	<b>センサ短絡事象</b> 検証実験、ガス拡散解析により、ハーネス焼損に必要な加熱条件を本推定事象で与えられることを確認
63.6秒	ノズル歪センサ / ノズル温度 ・ ノズル歪センサの各ハーネス(全て180°付近で束ねられノズルに取付けられている)が燃焼ガスによる継続的な加熱で次々に焼損、短絡	ノズル温度 ・ 短絡 サーマルカーテン温度 短絡	
64.7秒	破孔からの燃焼ガスが後部アダプタ全体へ拡散	アークエレクトリカデータ異常 燃焼圧力センサ異常(出力ゼロ)	<b>搭載機器のデータ異常</b> 検証実験、ガス拡散解析により、ハーネス焼損に必要な加熱条件を本推定事象で与えられることを確認
66秒	搭載機器および燃焼圧力センサのハーネスが燃焼ガスによる継続的な加熱で次々に焼損、短絡	電力分配装置系データ異常	
69秒	後部アダプタ内導爆線(前方プレス切断系) 葉温が200 を超え、伝爆機能喪失	プレス(前方 / 後方) 切断点火信号	<b>導爆線の機能喪失</b> 検証実験、ガス拡散解析により、導爆線機能喪失に必要な加熱条件を本推定事象で与えられることを確認
70秒	後部アダプタ内導爆線(前方プレス切断系) 葉温が200 を超え、伝爆機能喪失	プレス(後方) 分離確認信号	
105.3秒	1段機体からの爆轟波が、後部アダプタ内の導爆線で伝爆中断し、下流の分離ナットを起爆できず、分離ナット不動作によりS R B - A ( R 側) 分離できず	前方プレス不切断によるS R B - A 不分離 (画像データ)	

破孔面積拡大しつつ後部アダプタ内へガス流出

### 3. 設計等の改善の考え方

原因究明の結果を踏まえた再発防止対策として、今後以下の通り設計等の改善を進めていく。

#### 3.1 対処すべき事項

想定を超えた表面後退量の増大を引き起こした要因については、これまでの設計経緯等の整理、試験および解析の結果から、以下の事項について対処する必要があると考えられる。

- 化学的、熱・機械的要因等の重畳による局所エロージョン増大  
本事項に関しては、以下の現象が重畳したと考えられる。  
周方向に一様な表面後退現象  
周方向に局所性をもった表面後退現象(局所エロージョン)  
表面後退現象をさらに加速させる現象
- ライナアフトB2前端部付近などの欠け・剥離  
本事項に関しては、設計及び製造記録を再確認した結果、可能性は低いと考えられるが、信頼性向上のために製造・検査を改善する。

#### 3.2 改善の考え方

原因究明の結果及び今後実施する試験等の結果を踏まえ、以下の考え方で改善を実施していく。

改善にあたっては、信頼性の確保を図りつつ、これまでの飛行データやH-A開発後の研究・開発で得られた知見等を取り込むとともに、今後実施する小型固体モータや実機大モータによる地上燃焼試験結果を充分評価した上で、確実かつ早期の飛行再開を目指す。

前項の対処すべき事項と、以下に示す個別の改善の考え方の対応を図3-1に示す。

##### (1) ノズル形状の見直し

SRB-Aは、コア機体の主エンジンに対する噴射ガス流の影響を低減するため、ノズル出口をできるだけ後方にすると共に、H-A ロケットの実績を踏まえSRBと同様のコニカル型ノズル形状を採用した。

その後、H-Aのフライトデータから得られた主エンジンに対するSRB-A噴射ガス流等からの入熱量の評価とその検証解析の結果、ある程度のノズル長の短縮を伴う形状の変更が可能であるという知見を得てい

る。

今回の原因究明を通じて、表面後退率を低減するためには、ノズル内壁静圧の低減と、CFRP積層面と加熱面のなす角度の増加が有効であることが明らかとなっており、このいずれもノズル開口部の初期立ち上がり角を増加することにより実現が可能である。

これらのことから、今後飛行データ等の評価から短縮可能なSRB-Aのノズル長を評価しつつ、ノズル開口部の初期立ち上がり角を増加する方向で検討する。

## (2) スロートインサート(C/C)範囲の拡大

SRB-AはC/C材をスロートインサートの材料として初めて採用したことを考慮し、C/C材の端部を薄くすることにより欠損するリスクを低減するため、後端に厚みを持たせる設計とした。

その後、C/C材の製造技術が成熟、より薄い部位まで安定して適用することが可能になると共に、これまでの研究開発において、端部の薄いC/C材をスロートインサートに適用したモータの実績が積み重ねられている。

表面後退量の増大に対処するためには、C/C材の適用範囲を下流側に広げて、ライナアフトB2の熱負荷を低減するとともに、表面後退発生位置を板厚余裕を取りやすい下流側に移動させることが有効である。

これらのことから、製造技術の成熟とこれまでの実績を考慮し、スロートインサートの端部を薄くして、C/C材の適用範囲を下流側に拡大する方向で検討する。

## (3) 燃焼パターンの見直し

SRB-Aの燃焼パターン(燃焼圧の時間履歴)はH-Aロケットに対して最適化されたものとなっている。

また、燃焼パターンは推進薬の形状に密接に関係している。

今回の原因究明における試験及び解析により、平均的な表面後退現象やそのばらつきには燃焼圧が影響していることが判った。また、局所的な表面後退現象には推進薬の形状の影響があることが判った。

一方、燃焼パターンの見直しは打上げ能力へ影響を及ぼす可能性がある。

以上より、燃焼パターンの見直しについては、信頼性の向上を第一とした上で今後予定されているミッション要求への適合性を考慮し、より望ましい燃焼パターンとする方向で検討する。

## (4) ライナアフトB2の板厚設計

ライナアフトB2の板厚を設計するために必要となる表面後退量の予測については、今回の原因究明の過程で実施した各種の試験や解析により、新たな知見や評価手法が得られてきている。

今後、小型固体モータ燃焼試験により対策の妥当性を確認するとともに、実機大モータによる地上燃焼試験によりデータ評価をさらに充実させる。更に、新たな知見や評価手法を用いた解析を実施していく。

その結果に基づき、ライナアフトB2の板厚については適切な余裕を持った設計改善を行う。

#### (5) 製造・検査の改善

ライナアフトB2/スロートインサートの欠け、剥離の可能性を一層低減するため、製造・検査の改善につき検討する。

なお、これらの改善に加えて中長期的には、更なる信頼性向上の観点から、より詳細な表面後退現象のメカニズムの研究、計測・解析技術の向上、データの拡充に引き続き取り組んでいく。

【対処すべき事象】

【改善の考え方】

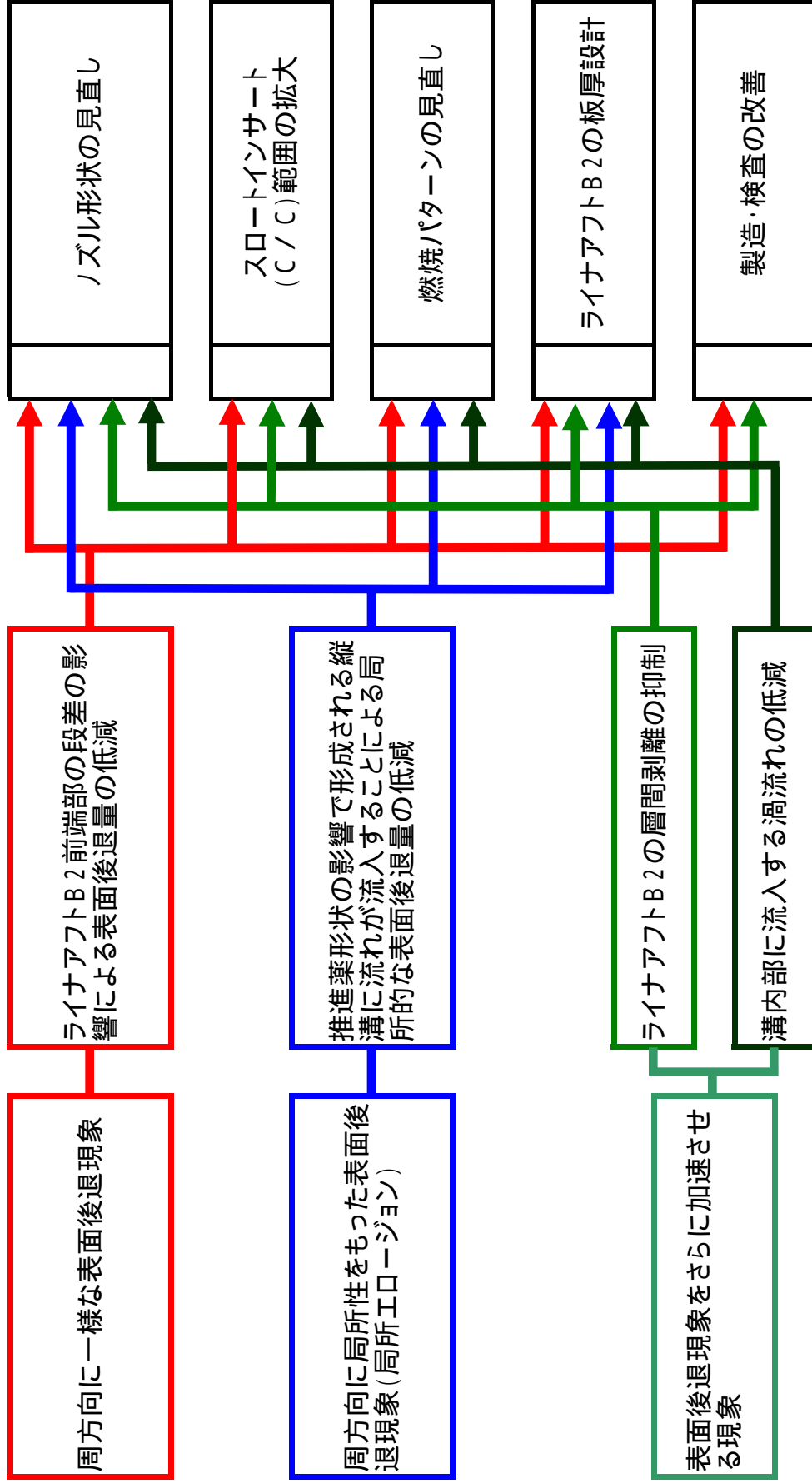


図3 - 1 設計等の改善の考え方