

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4）

（別添）

平成16年1月9日
宇宙航空研究開発機構

想定事象に係る検証作業(その2)

1. 2項で想定した事象を検証するため、以下の実験及びシミュレーション解析を実施した。

事象	検証内容	方法
ノズル温度センサ近傍のホルダB加熱	<ul style="list-style-type: none"> ・ライナアフトB 2断熱材の無いノズル構造を模擬した供試体に燃焼ガスを噴射。実機相当の加熱率によるホルダBの損傷状況、温度センサ応答の確認 ・ホルダB過熱箇所からアウトパネル未接着層を經由して燃焼ガスを漏洩させ、ノズル温度センサの応答を調査 	(1)小型固体モータによる加熱試験(その2) 【前回一部報告】 (2) " 加熱試験(その3 ケース1)
上記近傍以外のホルダB加熱	<ul style="list-style-type: none"> (a)ホルダBおよびアウトパネルを模擬した供試体に小型固体モータの燃焼ガスを噴射しアウトパネル及び接着層の損傷状況、ホルダB過熱箇所からの距離と温度上昇の関係を調査する。 (b)ホルダBに燃焼ガスが到達し、溶融・破孔を模擬した熱伝導解析を実施し、破孔位置とノズル温度 の温度上昇挙動を推算し、飛行データと整合しうる範囲を推定。 	(a) " 加熱試験(その4) (b)熱伝導解析 ノズル温度 初期温度上昇を生ずる加熱範囲を推定
アウトパネル破孔	<ul style="list-style-type: none"> ・ホルダBおよびアウトパネルに破孔を有した小型固体モータにて、アウトパネルが破孔し燃焼ガスが噴出する事象を想定した試験を実施し、ノズル温度 の温度上昇挙動を確認する。 	(1) " 加熱試験(その3 ケース2)
接着層への燃焼ガス流入によるホルダB加熱	<ul style="list-style-type: none"> (a)ライナアフトB 2断熱材の無いノズル構造を模擬した供試体に小型固体モータの燃焼ガスを水平に噴射。接着層へ燃焼ガスが流入、ホルダB過熱、損傷状況を確認する。 (b)ホルダA, B / ライナアフトB 2間の接着層に燃焼ガスの流入経路が発生した場合のノズル温度 への熱伝導解析 	(a) " 加熱試験(その5) (b)熱伝導解析 接着層に漏れ経路が生じた場合の熱輸送量推定
ホルダAとB結合部、ボルト孔からの漏れ	<ul style="list-style-type: none"> (a)ホルダA / B間結合部のOリングの有無、欠損、接着層の有無及び結合ボルト孔経由での漏れを小型固体モータ試験により模擬し、結合部からの燃焼ガス漏れの有無およびノズル温度の挙動が飛行データと整合するか確認する。 (b)製造公差を考慮した結合部隙間および流量を推算し、サーマルカーテン温度上昇に必要な流量との整合性を確認 	(a)小型固体モータによる加熱試験(その6) (b)燃焼ガス漏れ量推算 推定される漏れ量とサーマルカーテン温度上昇比較

1. 検証実験

(1) 小型固体モータ(直径80mm)による加熱試験(その2)(前回一部報告)

【目的】

- ・ライナアフトB2断熱材の無いノズル構造を模擬した供試体に小型固体モータの燃焼ガスを噴射。実機相当の加熱率によるホルダBの過熱・損傷状況の確認
- ・温度センサ応答を取得

【試験条件・方法】

- ・ 小型固体モータの概略仕様(図A1 - 1)
 - 燃焼時間:約2秒
 - 燃焼圧力:約8MPa(異常発生時のSRB-A燃焼圧力と同等)
 - 推進薬:SRB-Aと同一組成、薬量約900g
 - スロート径:9.5mm(スロート上流からの漏れの場合、燃焼圧力センサが検知可能な穴径約7mm以上)
- ・ 試験ケース(図A1 - 2)
 - ノズル温度 センサ直下からの加熱を模擬。加熱率約30MW/m²。

【試験結果】(図A1 - 3)

- ・ 温度上昇開始までの時間約0.2秒。
- ・ 数百度/秒相当の急峻な温度上昇に至る緩やかな温度上昇パターンが飛行データに類似。
- ・ ホルダA及びBとも約1/3が消失し、ホルダBは破孔した。

【考察】

- ・ ラйнаアフトB2断熱不良によるノズル温度 直下のホルダB加熱は、ノズル温度 の異常上昇の要因となる可能性がある。

(2) 小型固体モータ(直径80mm)による加熱試験(その3)

【目的】

- ・ ライナアフトB2断熱不良によるホルダB過熱箇所から、最悪ケースとしてアウトパネル未接着層を經由し燃焼ガスを漏洩させ、ノズル温度センサの応答を確認する。
- ・ ホルダBおよびアウトパネルに破孔を有し、アウトパネルから燃焼ガスが噴出する事象を想定した試験を小型固体モータにて実施し、ノズル温度センサの応答、損傷状況を確認する。

【試験条件・方法】

- ・ 小型固体モータの概略仕様(図A1-4)
 燃焼時間:約4秒
 燃焼圧力:約2MPa(異常発生時のSRB-Aノズル当該部静圧に同じ)
 推進薬:SRB-Aと同一組成、薬量約900g
 スロート径:15.6mm
- ・ 試験ケースは下表の2ケース

	目的	ホルダB	ホルダB / アウトパネル間接着剤	アウトパネル	備考
ケース1	アウトパネル接着層からの漏れを模擬	貫通孔	無 (最悪ケース)	正常	図A1-5 <ケース1>
ケース2	アウトパネル破孔による漏れを模擬	貫通孔	貫通孔	貫通孔	図A1-5 <ケース2>

なお、貫通孔面積はサーマルカーテン温度センサへの燃焼ガス拡散解析結果から約24mm²とした。

【試験結果】

試験結果を下表に示す。

	燃焼ガスの漏れ	温度センサ	特記事項
ケース1	点火直後から有	図A1-6	・ 温度上昇開始までの時間:約0.1秒。 ・ 0.3秒後に急峻に立ち上がった。 ・ 試験後の破孔は幅70mm程度に達していた。
ケース2	有	図A1-7	・ 温度上昇開始までの時間:約0.4秒。 ・ 1.6秒で15度程度上昇した後、温度上昇率が増加するもフライトデータと比較し緩やか。 ・ 試験後アウトパネルの貫通孔は温度センサ側へ拡大しアウトパネルの端部に達していた。

【考察】

- ・ ケース1はノズル温度 までのアウトパネル接着層を未充填とし漏れ経路にした最悪ケース。温度センサの応答は飛行データと類似してい

- る。
- ・ ケース2の初期の温度上昇傾向はアルミ経由の伝熱と考えられるが、その上昇パターンは飛行データと異なっている。
 - ・ 本結果から、飛行データの挙動は、センサへの伝熱がアルミ経由の後、燃焼ガスによる直接加熱等の別なものに変化したことを示していると考えられる。

(3) 小型固体モータ(直径 80mm)による加熱試験(その4)

【目的】

- ・ ライナアフトB 2断熱不良によるホルダB損傷とアウトパネルを模擬した供試体に小型固体モータの燃焼ガスを噴射しアウトパネル及び接着層の損傷状況、ホルダB過熱箇所からの距離と温度上昇の関係を調査する。

【試験条件・方法】

- ・ 小型固体モータの概略仕様((1)に同じ)
- ・ 試験ケース(図A1 - 8)
ノズル内側から厚さ2 mm にまで損傷したホルダBへの加熱を模擬。
加熱率約70 MW/m²。

【試験結果】(図A1 - 9)

- ・ 加熱10秒後に加熱中心から約65 mm 離れた場所での温度上昇量は約7 程度と緩やか。
- ・ 減肉した厚さ2 mm のアルミは消失。アウトパネルは破孔せず、CFRP熱分解層1 mm 程度。燃焼ガス漏洩無し。
- ・ ホルダBとアウトパネル間の接着部も直接加熱部周辺(2 mm 程度)を除き健全。

【考察】

- ・ ノズル温度 センサから離れたホルダB部の加熱については、加熱中心から約65 mm 離れた箇所の温度上昇率は1 / 秒程度となり、飛行データに比べ緩やかで整合しない。

(4) 小型固体モータ(直径 80mm)による加熱試験(その5)

【目的】

- ・ライナアフトB 2断熱材の無いノズル構造を模擬した供試体に小型固体モータの燃焼ガスを水平に噴射。接着層へ燃焼ガスが流入、ホルダBの過熱、損傷状況を確認する。
- ・ 燃焼ガス漏れ、温度センサ応答を取得

【試験条件・方法】

- ・ 小型固体モータの概略仕様((1)に同じ)
- ・ 試験ケース(図A1 - 10)
ノズル内側接着層に沿った加熱を模擬。加熱率約15 MW/m²。

【試験結果】(図A1 - 11)

- ・ 温度上昇開始までの時間約0.2秒。
- ・ 最大温度上昇率は約55 /秒であり温度上昇パターンは飛行データと比較し緩やか。
- ・ ノズル内側の過熱面は、損傷深さが最大1 mm 程度とほとんど損傷は無かった。

【考察】

- ・ ノズル内側からの接着層に沿った加熱において、ノズル温度 センサの初期応答は飛行データに比べ緩やかであり整合しない。

(5) 小型固体モータ(直径 80mm)による加熱試験(その6)

【目的】

- ・ ホルダA、B間結合部のOリングの有無、欠損、接着層有無での漏れ有無を小型固体モータ試験にて模擬し、結合部からの燃焼ガス漏れ有無およびノズル温度の挙動が飛行データと整合するか確認する。
- ・ ホルダA、Bフランジ結合ボルト孔に漏れ経路を設けた最悪ケースでの燃焼ガス漏れ状況、温度センサの応答を小型固体モータ試験により取得する。

【試験条件・方法】

- ・ 小型固体モータの概略仕様((2)に同じ)
- ・ 試験ケースは下表の3ケース

	目的	ホルダA 接着剤	ホルダB 接着剤	Oリ ング	備考
ケース1	ホルダA接着剤無しでの漏れ	無	無(結合部周辺)	有	図A1-12 <ケース1>
ケース2	Oリング損傷+ホルダA接着剤無しでの漏れ	無	無(結合部周辺)	一部欠損	図A1-12 <ケース2>
ケース3	ホルダA、B結合ボルト孔からの漏れ	無	無(結合部周辺)	無	ボルト孔隙間拡大。図A1-12 <ケース3>

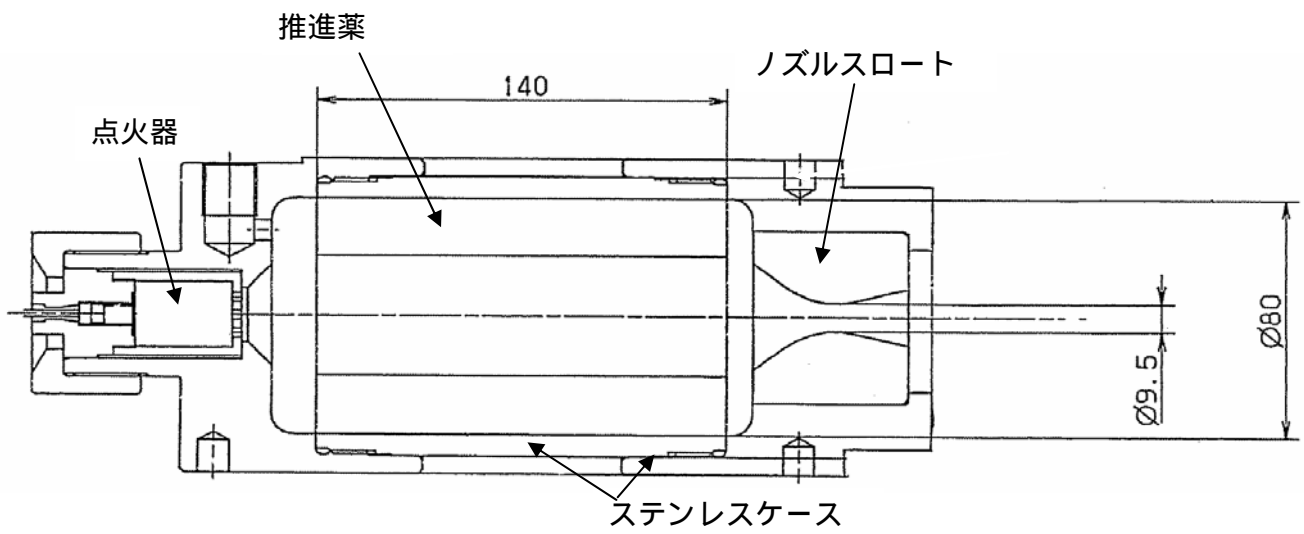
【試験結果】

試験結果を下表に示す。

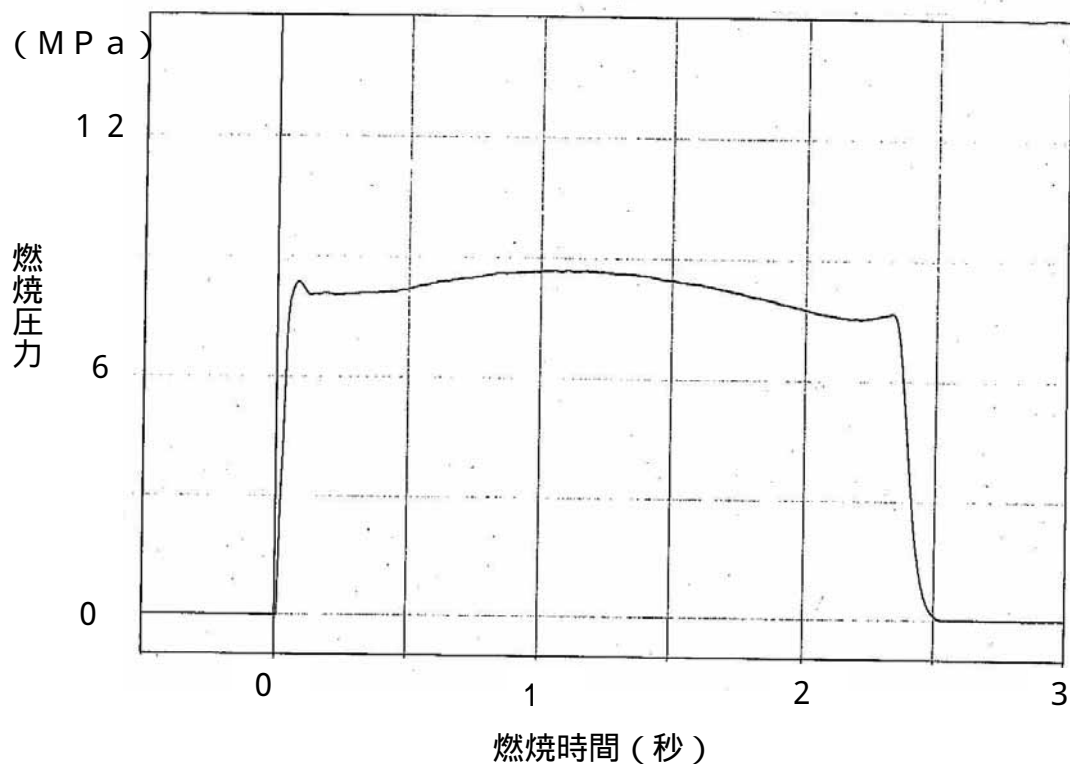
	燃焼ガスの漏れ	温度センサ上昇	Oリング点検結果	備考
ケース1	無	無	良	試験後の窒素漏洩試験結果漏れ無し
ケース2	無(赤外線カメラ)	無(図A1-13)	欠損部を中心に煤が付着	試験後の窒素漏洩試験約10 cc/秒(常温常圧)程度漏れ有り
ケース3	有	有(図A1-14)	-	シリコンゴム部からガス噴出(計3箇所)

【考察】

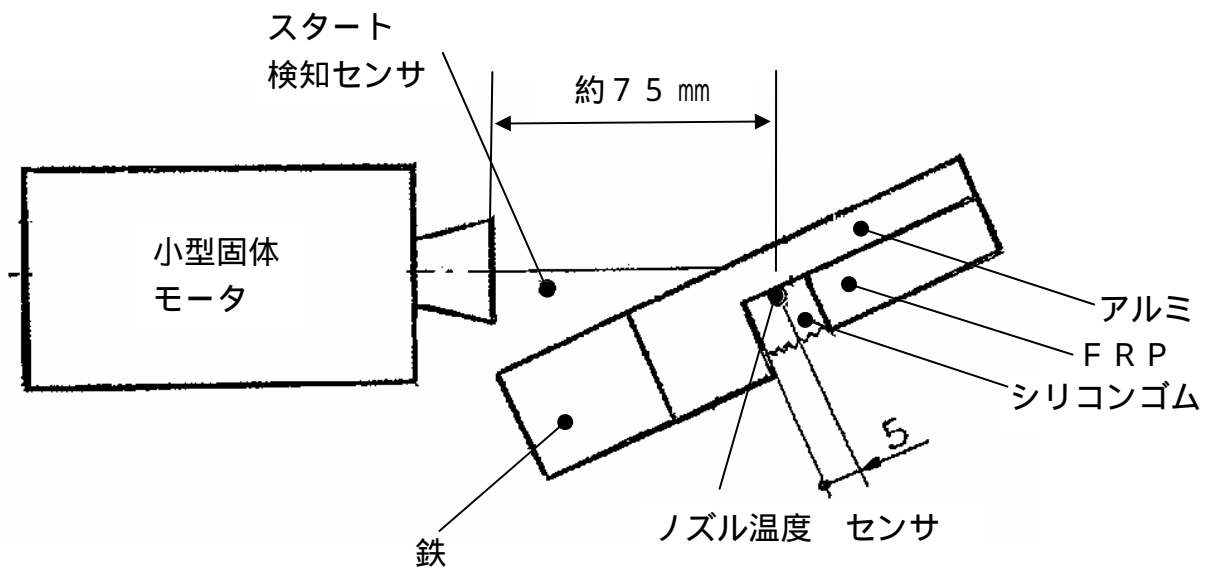
- ・ ケース1、2結果:ホルダAとライナアフトB2間に接着剤が無くても、Oリングが正常であれば燃焼ガスの漏れは生じない。
- ・ ケース3結果:温度上昇開始までの時間約0.02秒。その後急峻に上昇するも上昇の傾きは飛行データに比べ低い(図A1-14)。ケース3はホルダAとB間の結合部隙間を設計公差以上に大きくし、かつOリング無しという最悪ケースを模擬したものであったが、温度上昇量は飛行データの半分程度であり整合しない。



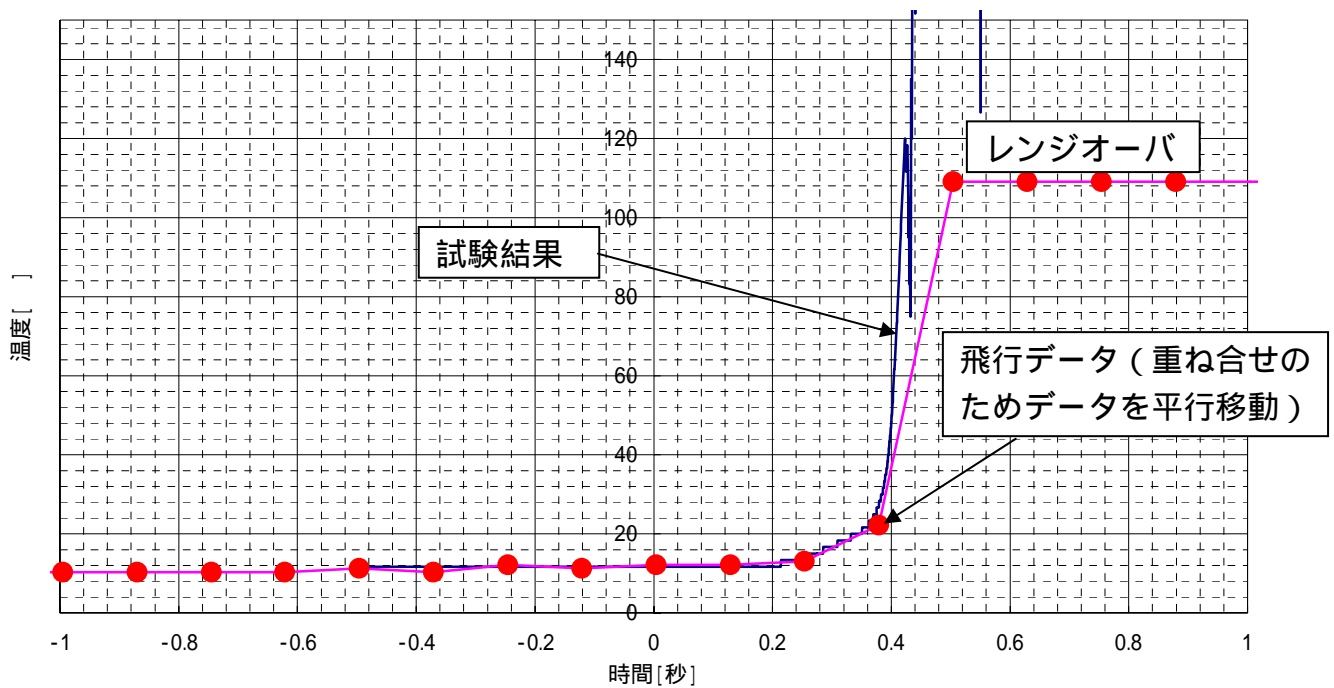
図A 1 - 1 (1/2) 小型固体モータ (直径80 mm) 概要



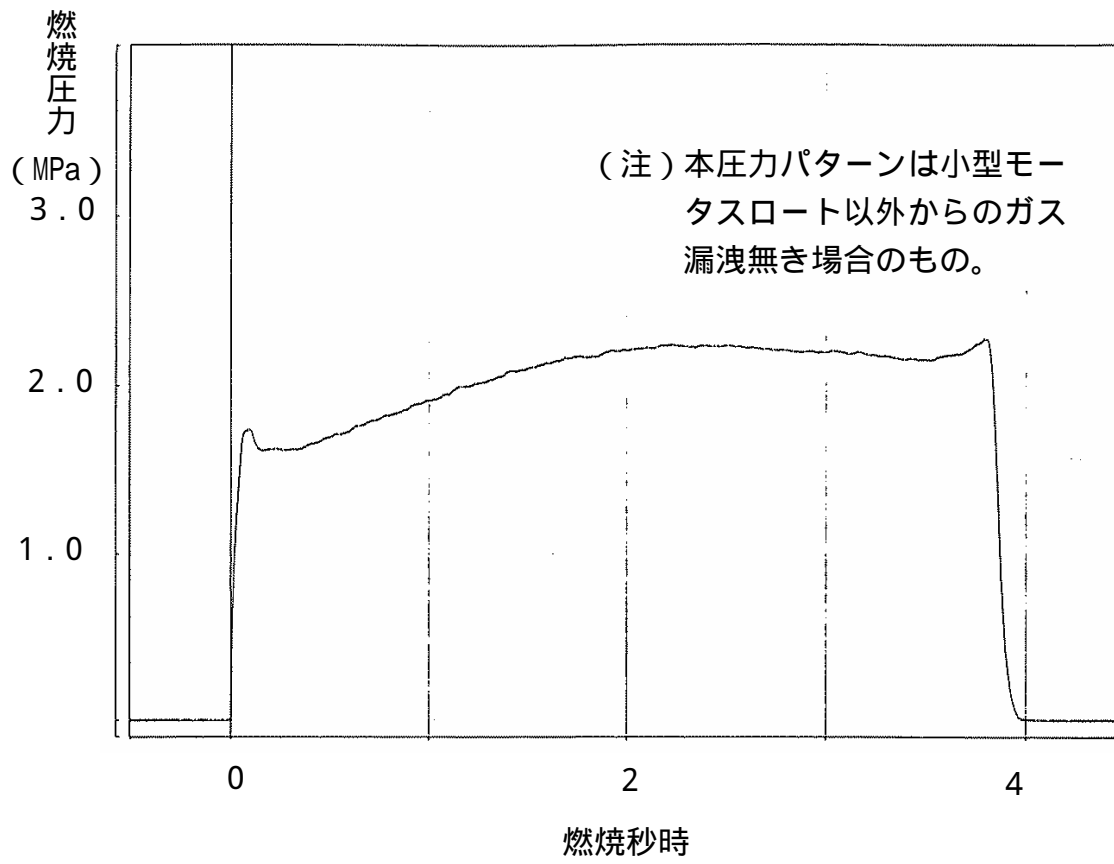
図A 1 - 1 (2/2) 小型固体モータ概要 (燃焼圧力曲線)



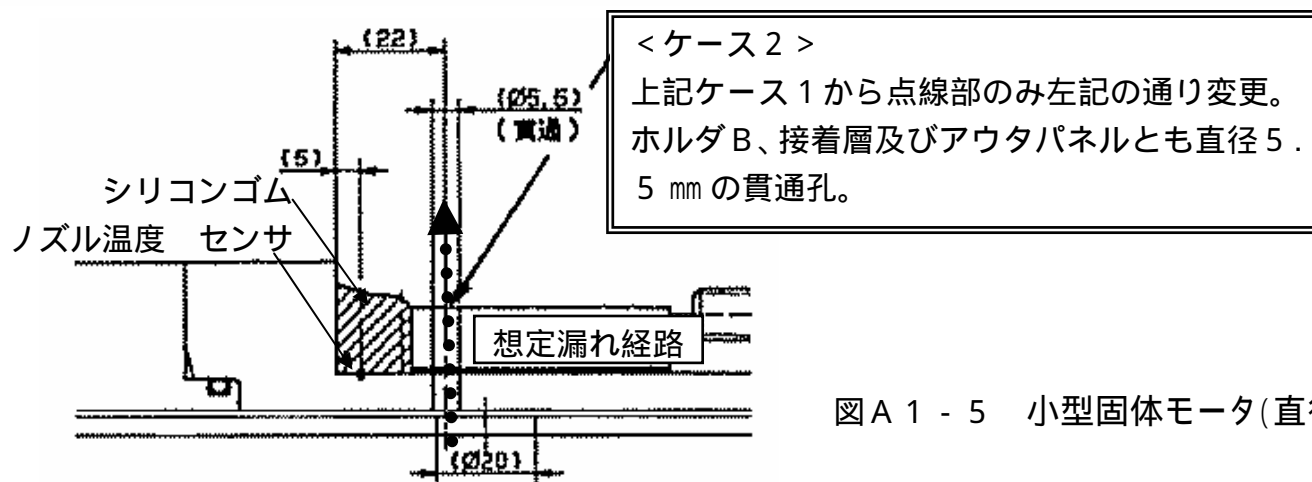
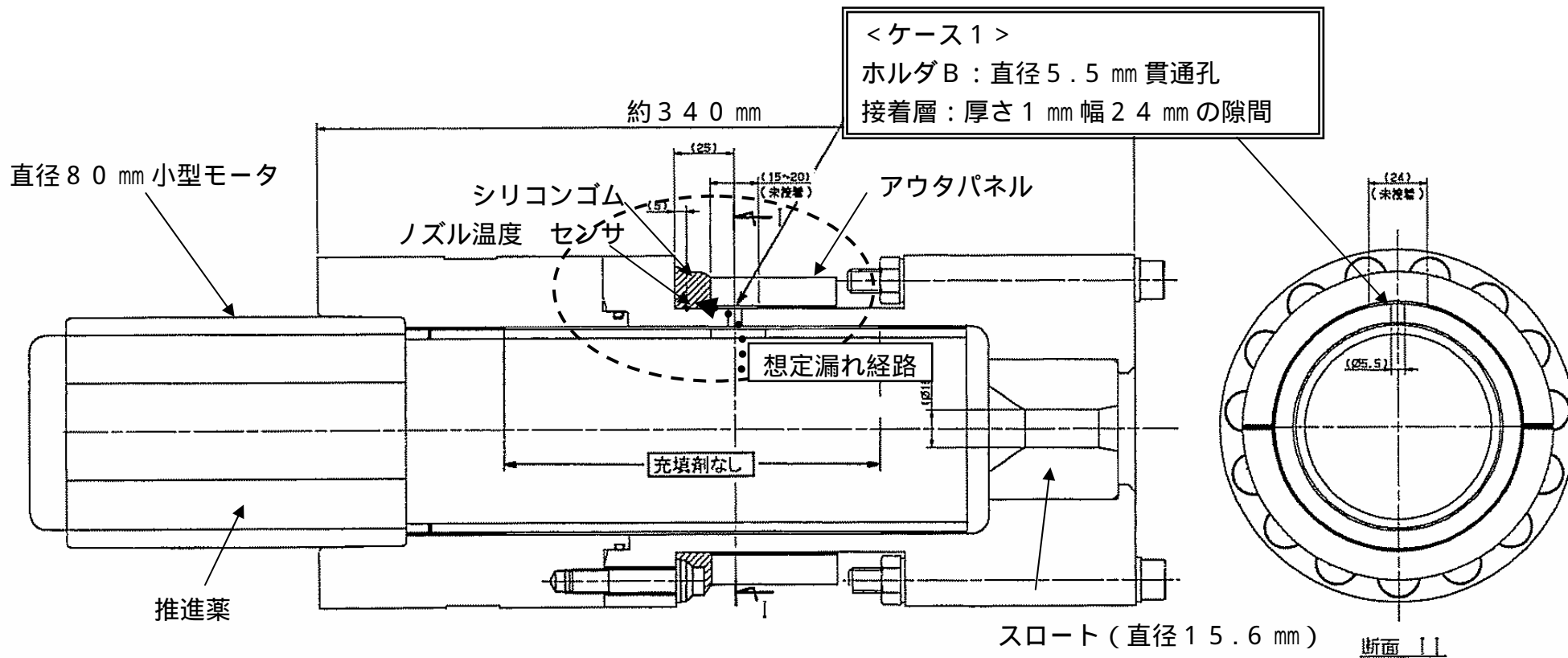
図A 1 - 2 小型固体モータによる加熱試験（その2）



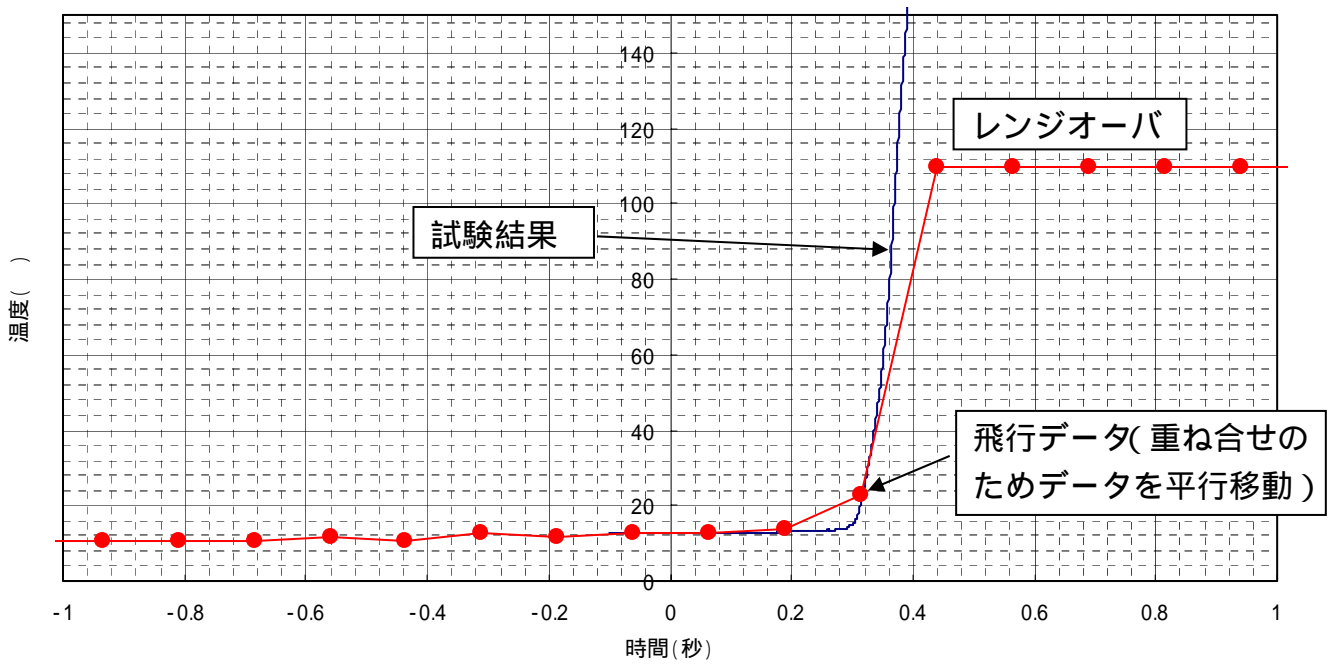
図A 1 - 3 温度センサ計測データ 試験（その2）



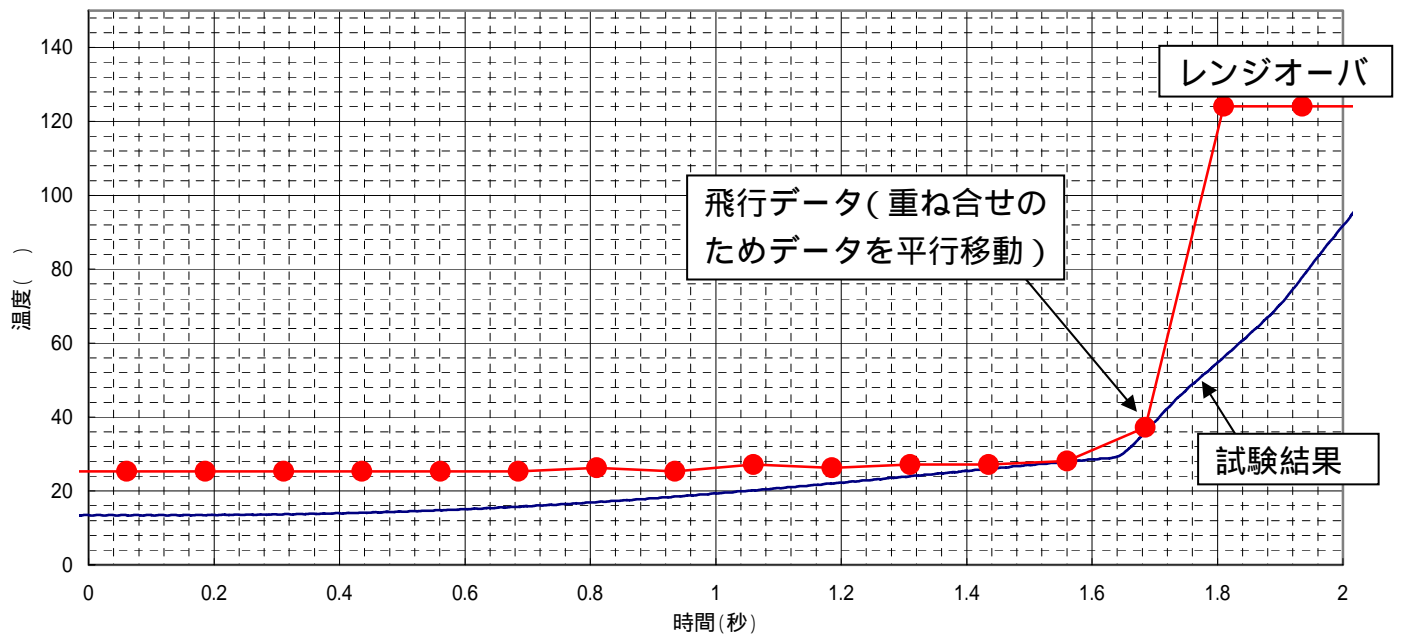
図A 1 - 4 小型固体モータ(スロート径15.6 mm)燃焼圧力曲線



図A1-5 小型固体モータ(直径80mm)による試験(その3)



図A 1 - 6 ノズル温度 センサ結果 試験(その3) <ケース1>



図A 1 - 7 ノズル温度 センサ結果 試験(その3) <ケース2>

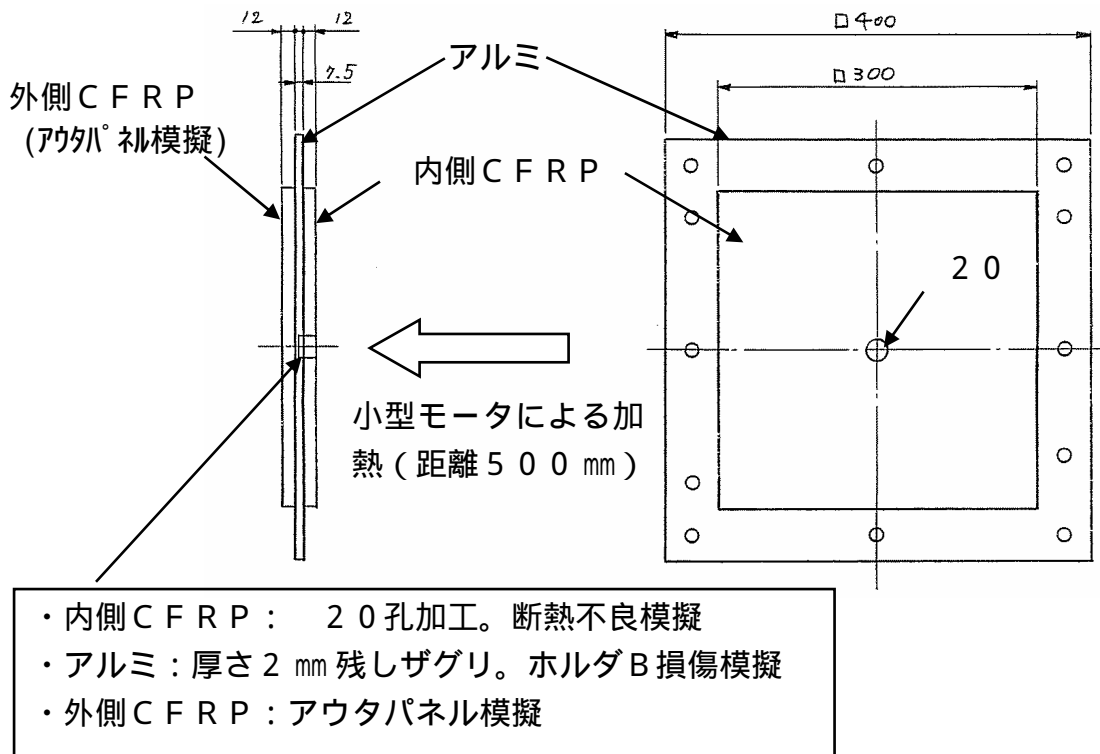


図1-8 小型固体モータ(直径80mm)による試験(その4)

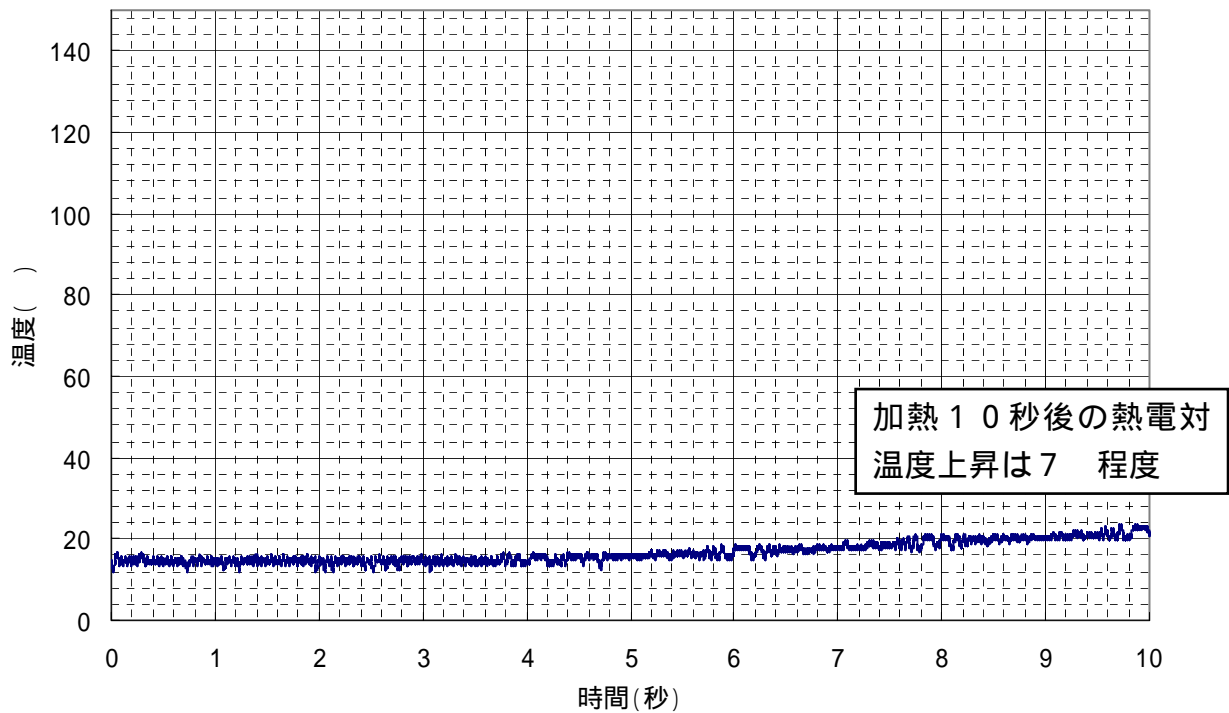
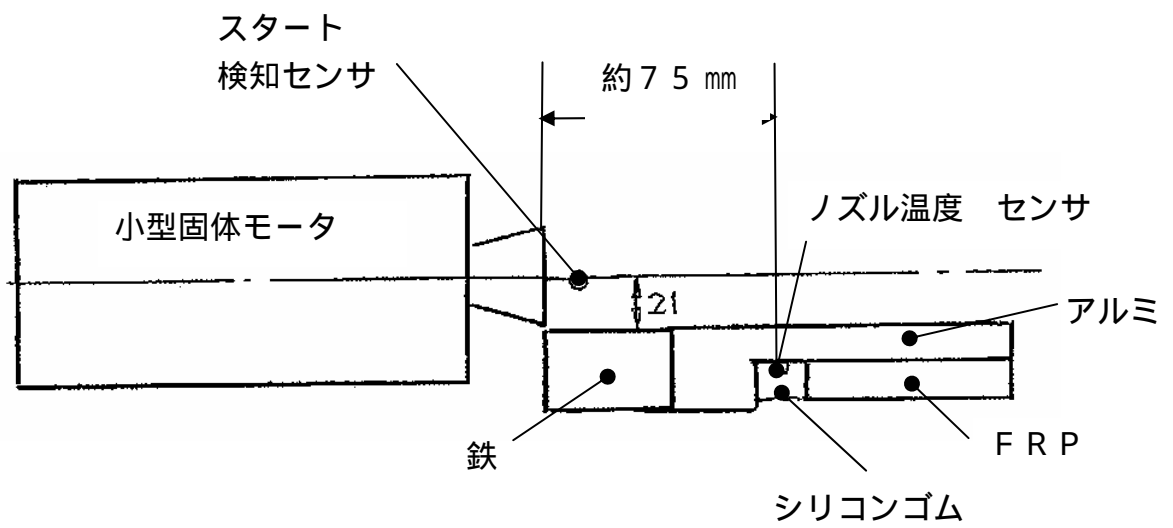
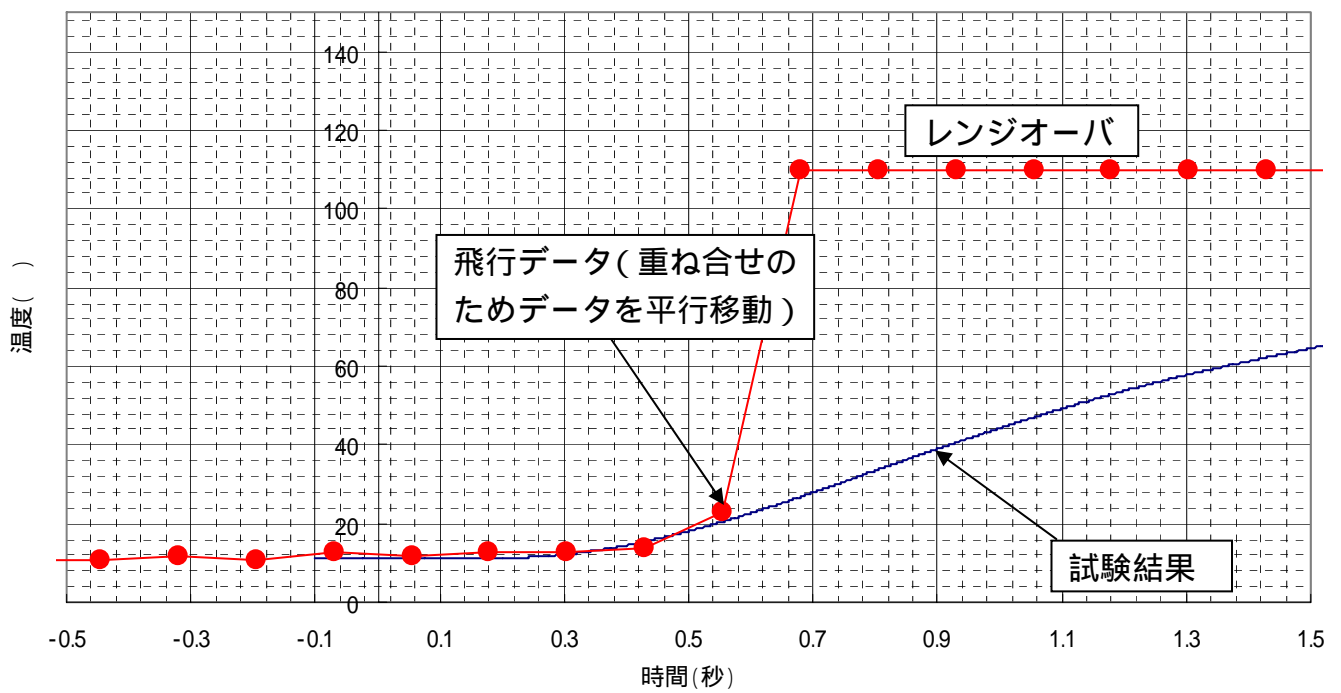


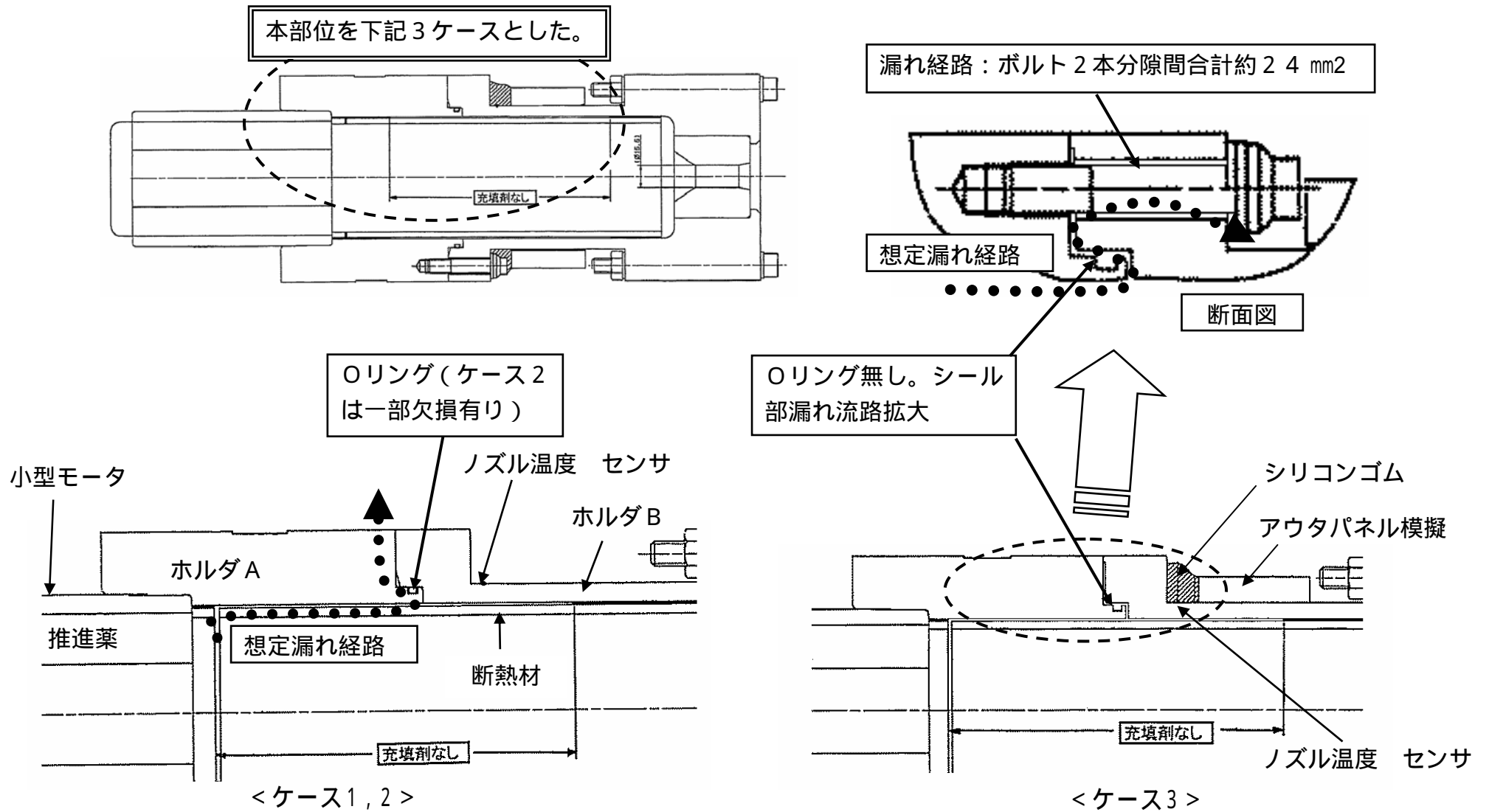
図1-9 加熱中心から65mm離れた熱電対センサ結果 試験(その4)



図A1-10 小型固体モータ(直径80mm)による試験(その5)



図A1-11 ノズル温度センサ結果 試験(その5)



図A1-12 小型固体モータ(直径80mm)による試験(その6)

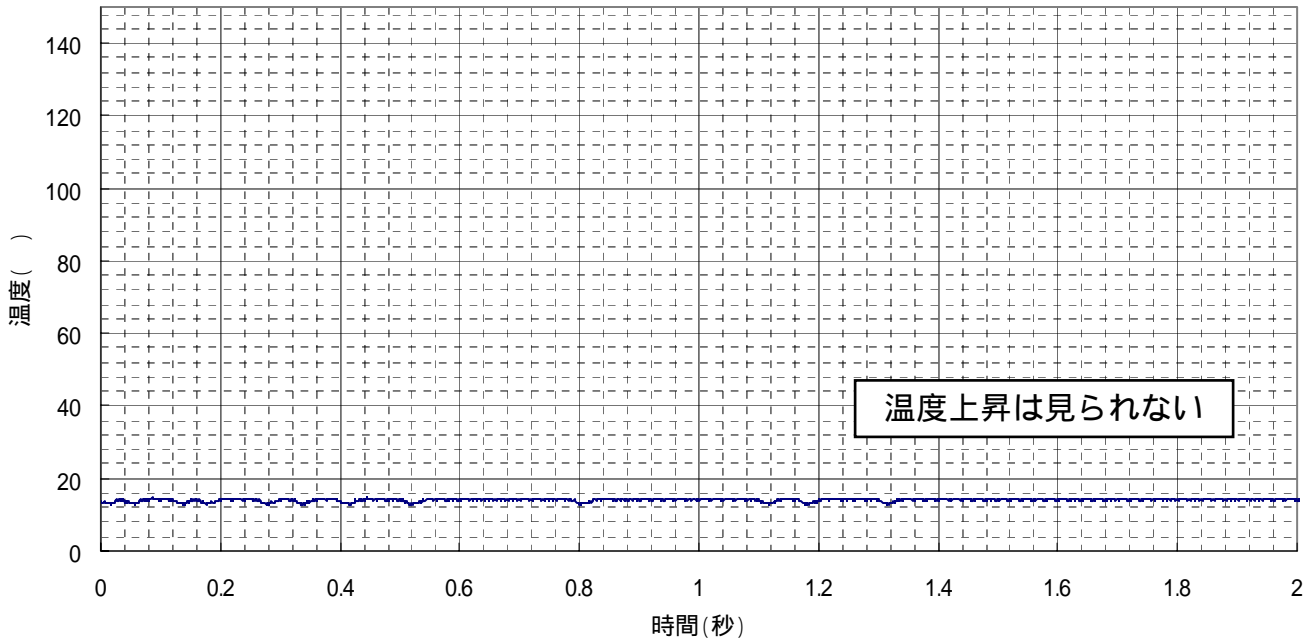
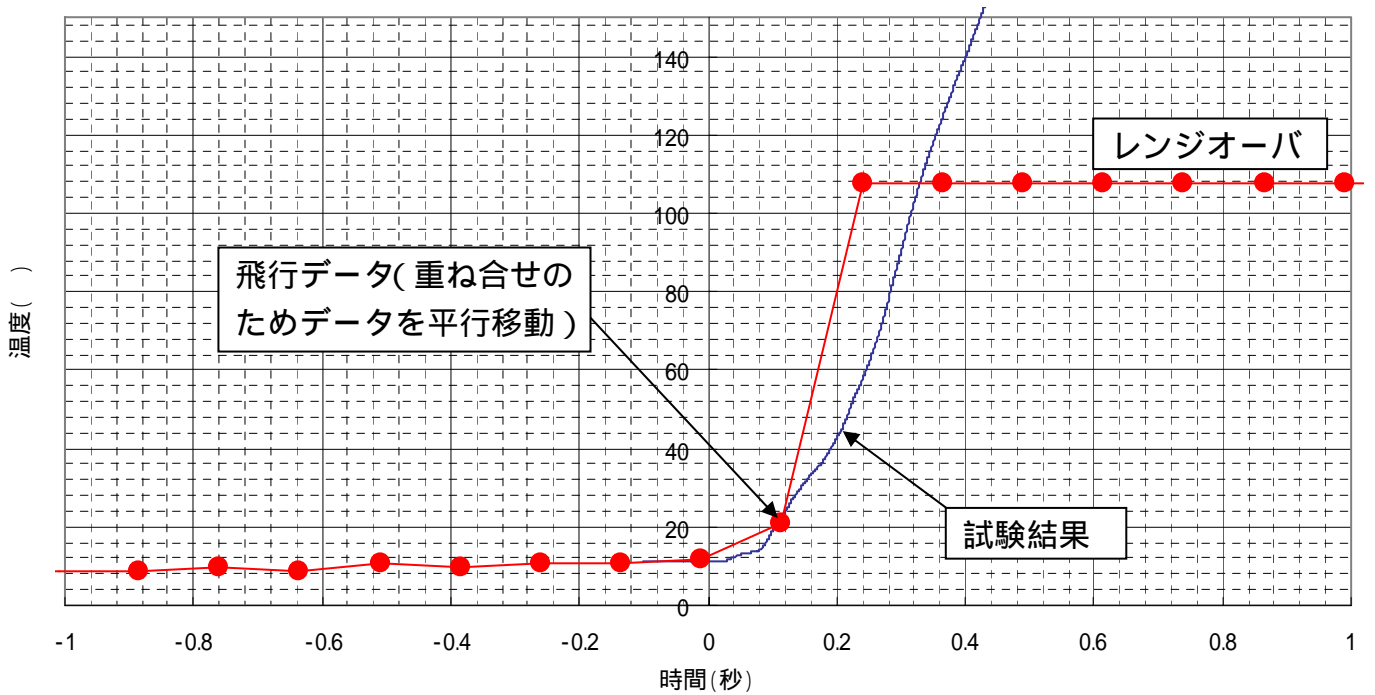


図1 - 13 ノズル温度 センサ結果 試験(その6) <ケース2>



図A1 - 14 ノズル温度 センサ結果 試験(その6) <ケース3>

2. シミュレーション解析

(1) 後部アダプタ内ガス拡散(前回(12/24)一部報告済み)

【目的】

異常発生事象の時系列を把握するため、後部アダプタ内への燃焼ガスの漏れ発生からサーマルカーテン温度上昇発生までの時間を評価する。またサーマルカーテン温度上昇を与えた燃焼ガスの漏れ量を推定する。

【概要】

ノズル各部からの後部アダプタ内への燃焼ガスの漏れを想定し、三次元解析を行った。解析条件を表A2-1に示す。

解析結果の一例を図A2-1、図A2-2に示すが、漏れ箇所がいずれのケースでも0.2秒以下で後部アダプタ内に燃焼ガスが行き渡り、サーマルカーテン温度センサ位置には、0.2秒以下(解析値0.02~0.14秒)で13kW/m²程度の加熱率(飛行時のサーマルカーテン温度上昇率(6 /秒)を与える加熱率:検証実験による(第8回調査部会資料1の3.1(2)項))を与える結果となった。

また、図A2-2(b)で示すとおり、出口面積を25mm²とした条件において10kW/m²程度の加熱率で安定することから、本解析条件相当の燃焼ガス漏れ量(130g/秒程度)が、サーマルカーテン温度上昇に必要なとの結果を得た。

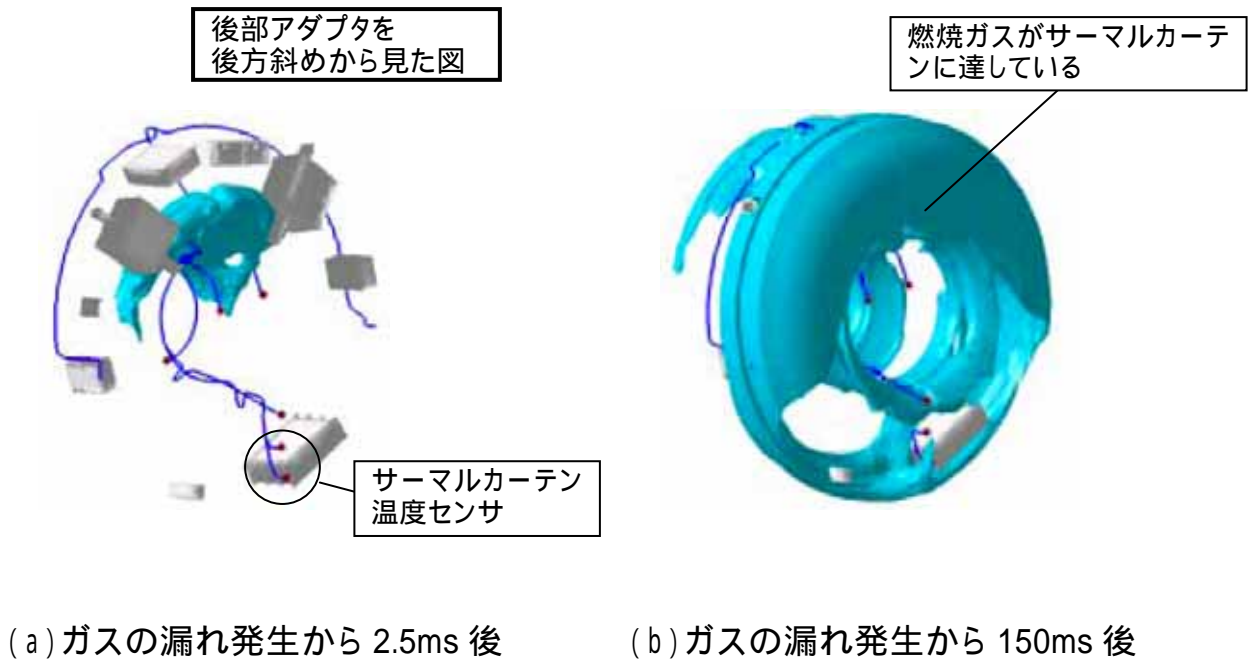
【まとめ】

燃焼ガスの漏れ発生からサーマルカーテンへの加熱率が、飛行時の温度上昇を実現するレベルに達するまでの時間は0.2秒以下。

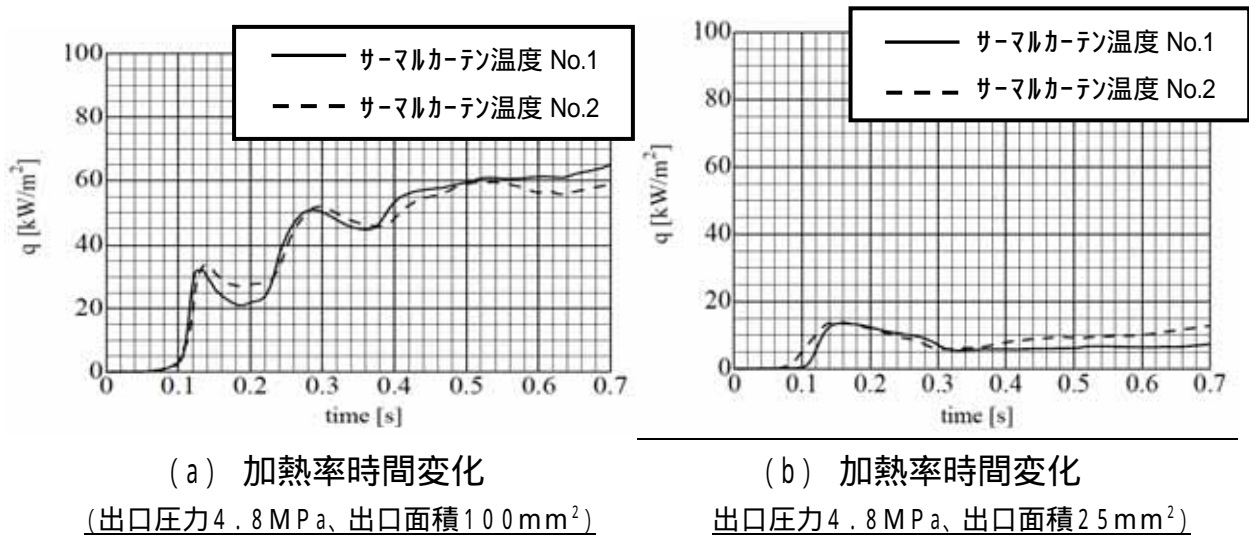
また、サーマルカーテン温度上昇には130g/秒程度の燃焼ガス漏れ量が必要。

表A2-1 解析条件

項目	条件
出口圧力	4.8MPa (出口部での流れのチョークに対応) 2.4MPa
出口温度	3000K (出口部での流れのチョークに対応)
出口面積	100mm ² (= 10 × 10mm) 25mm ² (= 5 × 5mm)



図A2 - 1 解析結果一例 : 後部アダプタ内の燃焼ガスの広がり
 (出口圧力4.8MPa、出口面積100mm²)



図A2 - 2 解析結果一例 : サーマルカーテン温度センサ位置での
 加熱率の時間変化

(2) ホルダA / ホルダB 結合部からの燃焼ガス漏れ量

【目的】

ホルダA / ホルダB 結合部におけるノズル外部への漏れ発生を想定したガス流量を推算する。流量の観点から、この漏れが、飛行時にサーマルカーテン温度上昇を起こしたノズル外部への燃焼ガス漏れである可能性を評価する。

(想定事象C - 5に対応した解析)

【概要】

外部への漏れ経路は、想定事象C - 5に基づき図A2 - 3とし流量推算を行った。

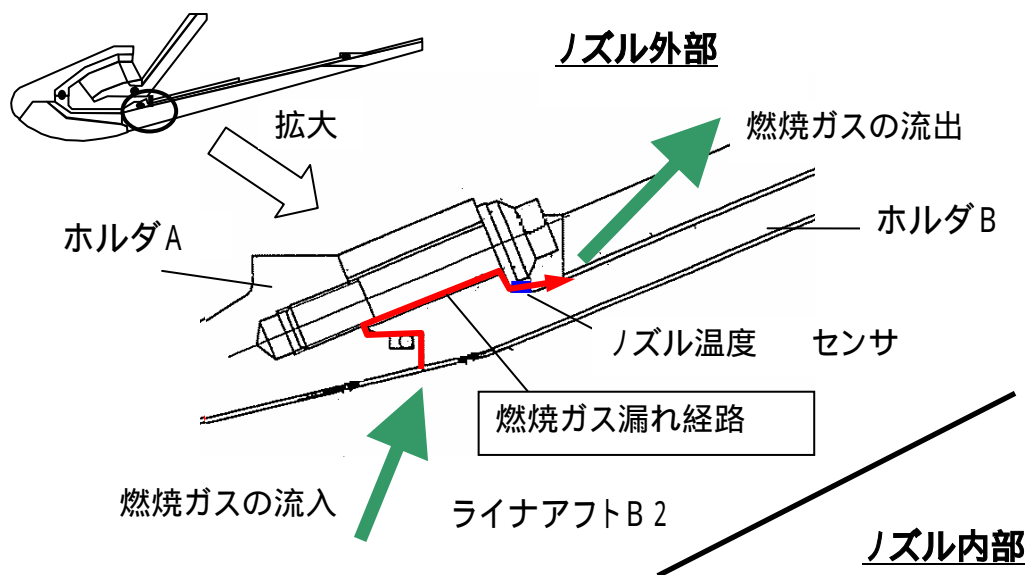
解析では、流量が大きくなる側の条件として、下記を適用した。

- ・ 各チョーク部の面積に公差最大値
- ・ ボルト頭とホルダB間は、チョークさせず上流のボルト穴隙間を出口面積に使用(ボルトにトルクが全く掛かっていない状態)

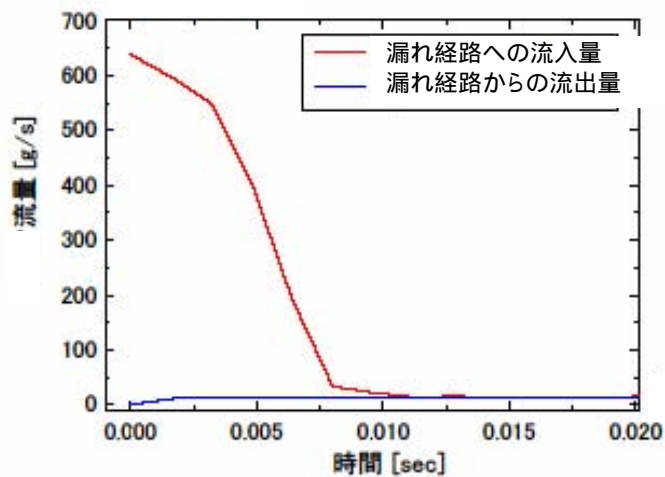
解析結果を図A2 - 4に示すが、飛行時のサーマルカーテン温度上昇(約6 / 秒)に必要な流量((1)の解析結果として約130g / 秒)に比べ、1桁小さい値の10g / 秒程度で定常流量となった。

【まとめ】

飛行時のサーマルカーテン温度上昇は、想定事象C - 5(図A2 - 3)で想定した燃焼ガスの漏れ経路では再現できないことを確認。



図A2 - 3 解析条件とした燃焼ガス漏れ経路



図A2 - 4 燃焼ガスの漏れ量

(3)ホルダA /ホルダBとライナアフトB 2間の漏れを想定した熱伝導解析

【目的】

ホルダA /ホルダBとライナアフトB 2間の接着層に漏れ経路が発生したことを想定した熱伝導解析を行う。解析による各部の温度上昇が飛行時の事象を再現できるか評価する。

(想定事象C-4に対応した解析)

【概要】

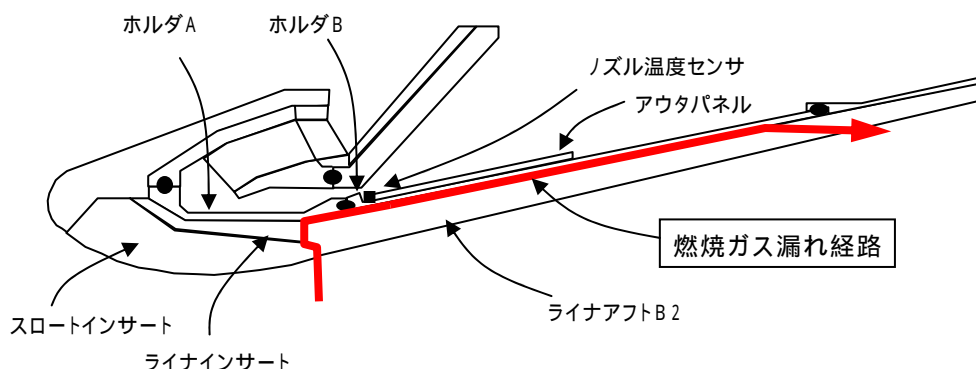
想定事象C-4に基づき図A2-5のノズル内部漏れ経路を想定し、三次元熱伝導解析を実施した。漏れ経路は、ノズル温度の直下とし、高さ1mm(ホルダA / BとライナアフトB 2間の接着層厚さと同じ)、幅10mmとした。なお、内部漏れ経路内については、流体解析を行い熱伝導解析のインプット条件とした。

解析結果としてホルダA / Bの温度分布を図A2-6に、ノズル温度の飛行データとの比較を図A2-7に示す。

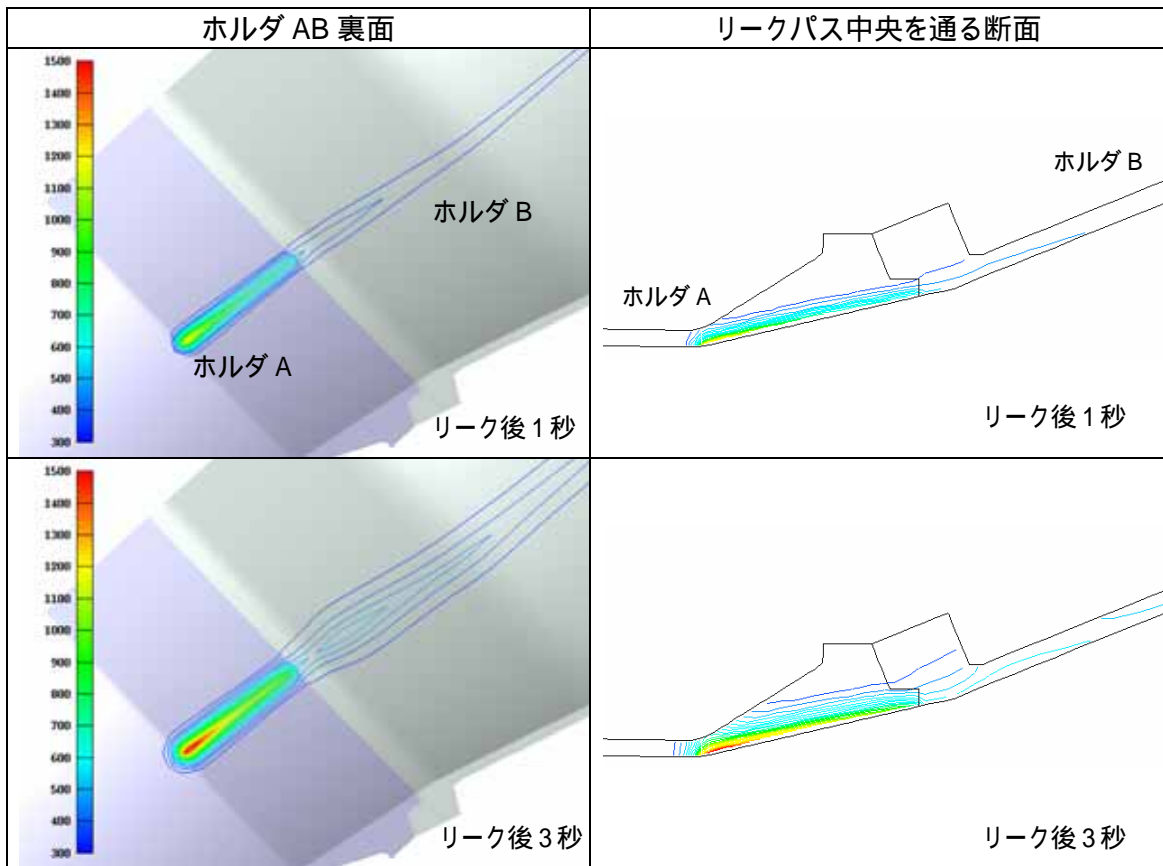
漏れ経路の上流にあたるホルダAが先行して破孔する結果となり、飛行時のノズル温度の急峻な温度上昇、それに続くサーマルカーテン温度上昇の要因としているホルダBからの破孔を再現しなかった。また、ノズル温度は、飛行データと異なる傾向となり緩やかな温度上昇を示した。

【まとめ】

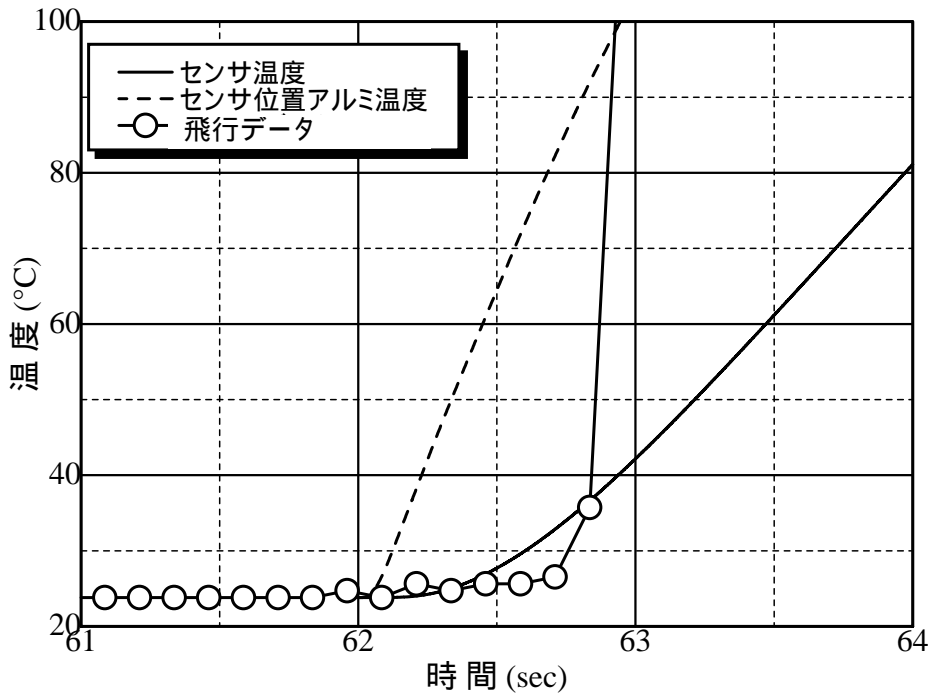
飛行時のノズル温度の温度上昇は、図A2-5で想定した燃焼ガス漏れの経路では再現できないことを確認。



図A2-5 解析条件とした燃焼ガス漏れ経路



図A2 - 6 ホルダA / B 温度分布(単位K, 等温線間隔 50 K)



図A2 - 7 ノズル温度センサ の解析結果とフライトデータ比較

(4)ノズル温度 初期温度上昇に関する熱伝導解析

【目的】

ホルダB表面に接着されたノズル温度 センサが、ノズル内側からの加熱で温度上昇する事象に対し、飛行時の初期温度上昇(約3 / 秒)を再現できる加熱源の存在範囲を推定する。

【概要】

下記条件で一次元熱伝導解析を行い、温度センサ出力としての初期温度上昇率が3 / 秒となる条件を求めた。

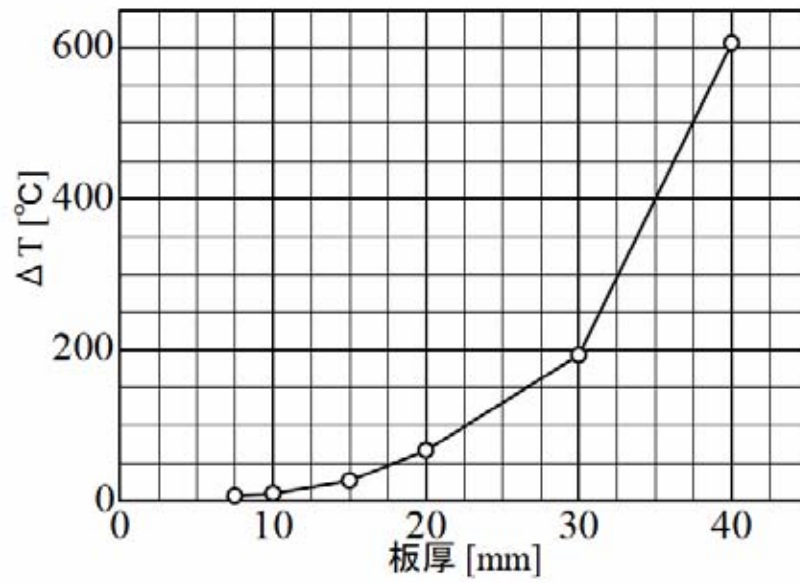
- ・ ホルダBを想定したアルミブロックの一面に等温条件で入熱。
- ・ ノズル温度 センサは、入熱と反対側のアルミブロックに接し、反対面は断熱。
- ・ ノズル温度 の物性値を考慮したセンサ出力値で評価。

横軸にアルミブロックの板厚(加熱源からセンサまでの距離に相当)、縦軸に入熱温度と初期アルミ表面温度との差をとった解析結果を図A2 - 8に示す。

温度差を約600 (アルミ融点相当)とした場合、約40mmの板厚条件となる。すなわちセンサ出力が3 / 秒となるためには、アルミ融解温度に達した加熱源を想定しても約40mm以内の距離にノズル温度センサが存在する必要がある。

【まとめ】

飛行時のノズル温度 の初期温度上昇(約3 / 秒)をノズル内面加熱により再現するには、センサから約40mm以内に加熱源がある必要がある。



図A2 - 8 3 / 秒の温度上昇率を再現する条件
 (T:入熱温度と初期アルミ表面温度)