

スペース・シャトルの熱環境と防熱装置

井 川 日出男

Space Shuttle Thermal Environments
and
Its Thermal Protection System
By
Hideo IKAWA

Abstract: With the debut of the Space Shuttle, the future use of space for scientific, commercial, and military researches and applications will experience a significant change. The direct benefit of the reusable Shuttle system, which is capable of transporting a larger and heavier payloads than an expendable booster, is the reduction of the cost of space operation.

The key features of the Space Shuttle is the development of the manned, winged orbiter vehicle. During a space mission, the orbiter will play the roles of a vertical launch booster, a space satellite, and a hypersonic glider. The role of a hypersonic glider with efficient aerodynamic maneuverability makes the Shuttle orbiter a unique space vehicle. It can select a landing site away from the path of a prescribed ballistic entry trajectory and is able to land horizontally on wheels.

The requirements on the orbiter vehicle are that it must be reusable for at least 100 space missions and it can be serviced and readied for another flight within two weeks of landing. Meeting these requirements is difficult because the orbiter will be exposed to intense aerodynamic heating caused by atmospheric entry and hypersonic flight during the repeated space missions. To satisfy the requirements for the extended reusability and the quick turn-around capability, the orbiter's primary structure, which is made of an aluminum alloy, must be protected from these severe thermal environments. The development of a reusable surface insulation, which covers the entire orbiter surface, is one of the breakthroughs that make the economical, effective and routine use of space possible.

概 要

スペース・シャトルのデビューに依って、将来の科学、商業、並びに軍事分野にわたる宇宙利用の研究と応用に画期的な変化がもたらされるであろう。再使用可能な宇宙運航船は、従来の使い捨てブースターで運搬できなかった容積及び重量のペイロードを打ち上げることに依り、低コストの宇宙運営を行うことができる。

スペース・シャトルの重要な点は、有人・有翼のオービター機の開発にある。使命飛行中、オービター機は、垂直打ち上げブースター、宇宙衛星、及び極超音速滑空機として活躍する。特に航空操縦性能を発揮し、極超音速機の役割りを果すオービター機として、過去に存在しなかった唯一の宇宙船である。従って、オービター機は、降下中、弾道軌道を離れる他の着陸点を選ぶことができ、飛行機の如く着陸する。

オービター機の開発に当り、最低 100 回の再使用及び着陸後二週間以内に再飛行準備を整えることが、二つの必須条件である。オービター機は、大気圏突入の際と極超音速飛行中に生じる苛酷な空力加熱環境に再度曝れることになる。従って、前述の条件に添う為に、オービター機のアルミ構造は完全に再使用可能な表面防熱装置で被覆され、苛酷な熱環境から保護されている。この防熱装置開発の大躍進に依って、今後、経済的宇宙運営及び日常的な宇宙利用が可能とされる。

スペース・シャトルの概略

スペース・シャトルは 1980 年以降、経済的な宇宙研究・開発の運営を目標に、米国 NASA の指示及び管理のもとに開発された、再使用可能な宇宙運航船である。スペース・シャトル (SS) の運営開始の暁には、現在使用されて居る使い捨てブースターに依る宇宙衛星打ち上げ方法に終止符が打たれることになり、SS に頼る低コストの宇宙利用の時代に突入する。

スペース・シャトルの特徴は、従来のただ一回の使用を限定として設計された宇宙船と異なり、機体の Major Overhaul を施すことなくして最低百回にも及ぶ宇宙使命飛行 (オービター機の構造寿命 = 500 回飛行) を果すことを基準に設計・開発され、再使用能力を強調されたオービター機である。SS の計画発想に基づく所に依ると、打ち上げブースター及びオービター機共に有人有翼機の飛行操縦性能を有する、回収可能な飛翔体としての考案が検討された。しかしながら、この場合、両機における最新技術の開発が必要となり、開発費の制限と技術面における危険性に伴う開発スケジュールの遅延等に依る障害に対して種々考慮された。その結果、打ち上げブースターには、すでに技術的成果の上っている垂直ロケット打ち上げ方法が採用されることになり、従って、再使用可能な有人有翼オービター機の新分野開発に挑戦をすることになった。

オービター機の開発に際して、低温液体推進剤 (LH_2 と LOX) を主翼タンクに積載することは、有人機としての安全性保証上、設計困難と看做された。その為、SS はスペース・シャトル主力エンジン (SSME) 用の推進液を、外部に装備されるタンク (ET) に積載することになった。又此の ET は、燃料消費後は切り離され、使い捨てになる為、SSME はその後作動できなくなる。

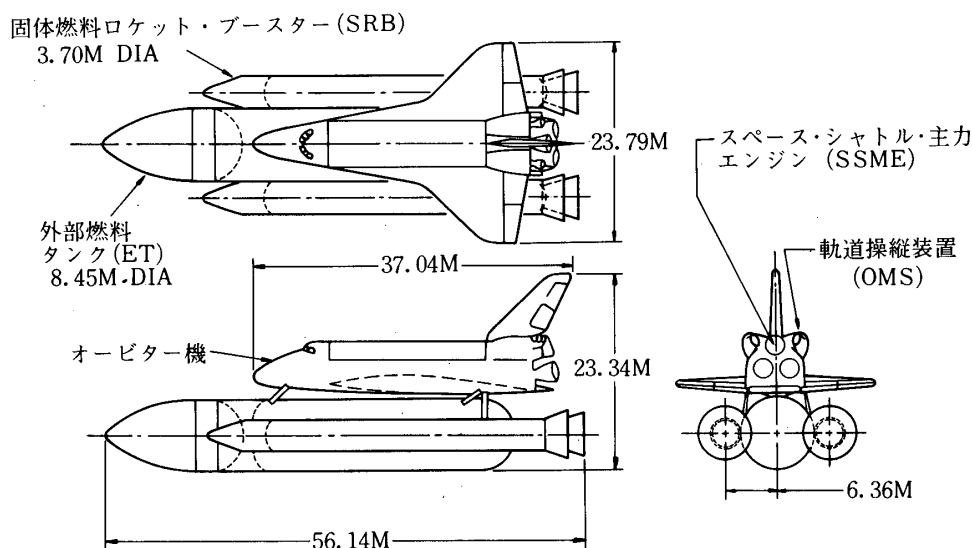


図1 スペース・シャトル打ち上げ外形図

従って、SS 飛翔体は、再使用可能なオービター機及び二個の固体ロケット・ブースター(SRB)、そしてETの四機体に依って構成されている(図1参照)。この四機体の内、オービター機だけが最終的宇宙軌道に乗り、宇宙業務遂行後、飛行機の如く地上へ滑空帰還する。オービター機は、使命飛行中の或る時点において、打ち上げブースター、宇宙衛星、そして滑空機の三役割りを果す多才な宇宙連絡船である。しかしながら、ET が使い捨てになる為、第一世代スペース・シャトルは、完全再使用可能な宇宙運航船とはいえない。

SS の役目は、東部発射場(ETR, ケネデー宇宙センター)と西部発射場(WTR, ヴァンデンバーグ空軍基地)から、多種多様なペイロード(搭載量)を、地球の低周回軌道へ運

表1 基準使命飛行

目 的	発 射 基 地	軌 道 傾 斜 (度)	周 回 軌 道		ペ イ ロ ード (10^3 kg)	
			高 度 (km)	滞 在 期 間	上 昇	下 降
ペイロード運搬	KSC	28.5	277.8	7 日	29.48	14.51
スペース・ラブ等 再訪門	KSC	55.0	500.0	7 日	--	--
ペイロード運搬	WTR	104.0	185.2	1 周	14.51	1.13
ペイロード回収	WTR	104.0	185.2	1 周	1.13	11.33

KSC-ケネディ宇宙センター(ETR)

WTR-ヴァンデンバーグ空軍基地

搬及び宇宙軌道より回収，又宇宙実験室（Spacelab）として宇宙業務遂行等，その用途は広大である。SSはETRから，東向き打ち上げ（軌道傾斜＝28.5度）の場合，29,480 kgの最大ペイロード，そしてWTRから極回り軌道へ14,515 kgを打上げる運搬能力を保有する。又，オービタ機は，14,515 kgの最大回収ペイロードを搭載して滑空，そして水平着陸が可能な飛行性能を有する（表1参照）。ただし，現時点において，全機体の総重量が増大している為，ペイロード運搬能力は，設計基準値よりやや劣る。オービタ機の貨物室容積は，直径4.57 mと長さ18.28 mのペイロードを積載し得る。その為，重量と容積の組合せにより，場合に依っては，多目的なペイロードを幾種類も同時に運搬することができる。

オービタ機の正規搭乗員は，船長，操縦士，使命専務士及びペイロード専務士の四名であるが，特殊使命飛行の要求に応じては，その使命に携わる専門家を三名迄追加搭乗できる様な設備が設けられてある。通常使命飛行では，七日間宇宙衛星として低周回軌道に留まり，種々の宇宙実験及び業務に携わる。特殊ペイロードを搭載した場合には，最高三十日間，宇宙衛星として活動できる。オービタ機は地球に帰還後，整備されて再び移動発射台上に四機体共々，結合，組み立てられる。オービタ機はペイロード搭載業務を含む，この再飛行準備の完了を十四日間に成しとげること（QTA-Quick Turn aroundといわれる）を必要条件の一つとして設計されている。従って，常時整備だけに頼る最低百回の再飛行能力とQTAの必要条件がオービタ機の防熱材料の選択と設計を大きく左右する。

風洞実験に依る形状改正〔1〕

SSの外形設計の決定に当り，空力学的要素が重要な役割を果たしている。機体形状が非常に複雑である為，空力及び空力加熱データは基礎計算だけでは，正確に求めることができない。従って，現在までに，94体の縮尺モデルを使用，四万時間以上の風洞実験を行うことによって（表2参照），SSの飛行性能及び空力加熱の設計値が得られた。

表2 スペース・シャトル縮尺風洞実験の概略

		オービタ	接合打ち 上げ外形	航空母機 B 747	合 計
モデル 数	空 力 学	11	23	4	38
	空 力 加 熱	22	14	0	36
	構造動力学	12	6	2	20
	合 計	45	43	6	94
実験 時間	空 力 学	14.7 *	8.1	3.4	26.2
	空 力 加 熱	4.5	6.4	0	10.9
	構造動力学	1.0	1.6	0.4	3.0
	合 計	20.2	16.1	3.8	40.1

* 千時間単位（風洞占有時間）

オービター機は、従来のアポロ宇宙船と異なり、地球帰還は、無推進力の有翼極超音速グライダーとして滑空降下、そして低速による水平着陸をする。又従来の航空機との違いは、広範囲における速度と飛行姿勢を飛びこなせる要素を備えていなければならない。例えば、極超音速（M25）と迎え角40度の突入飛行から、迎え角15度の低速着陸（316～381km/hr）までの、あらゆる飛行状態を自由自在に操縦飛行できなければならない（図2参照）。従って、NASAよりロックウェル社へコントラクトが認下されて、最終的なダブル・デルタのオービター機形状が決定するまで、四度の機体形状改正が風洞実験の結果に基づいて行われた（図3参照）。形状修正の目的は、機体の軽量化と開発費及び運営費の低下を図ること、ダブル・デルタ翼に依る空力揚力と飛行性能の向上である。例えば、外形修正に依り、超音速飛行の安定トリム（前重心の釣り合い）の改良、又機首及び機体下面に及ぼす空力加熱の減少をもたらすことができた。図3に揭示されているペイロードはオービター機の着陸性能で決められる重量である。

一般に航空機の設計に当り、機体の肥大化につれて、縮尺風洞実験で得られる実験値と実用機の値の尺度比較が著しく隔ってくる。それに伴う、設計基準値は、実験範囲内のデータに基づいて、その外で推定される為、寸法効果によるデータの不確定さが増す。ただし、従来の航空機に関しては、開発される原型機を使用して段階的な飛行試験を徐々に行うことができる。依って、設計値の確認、又は設計の改良を施すことができる。

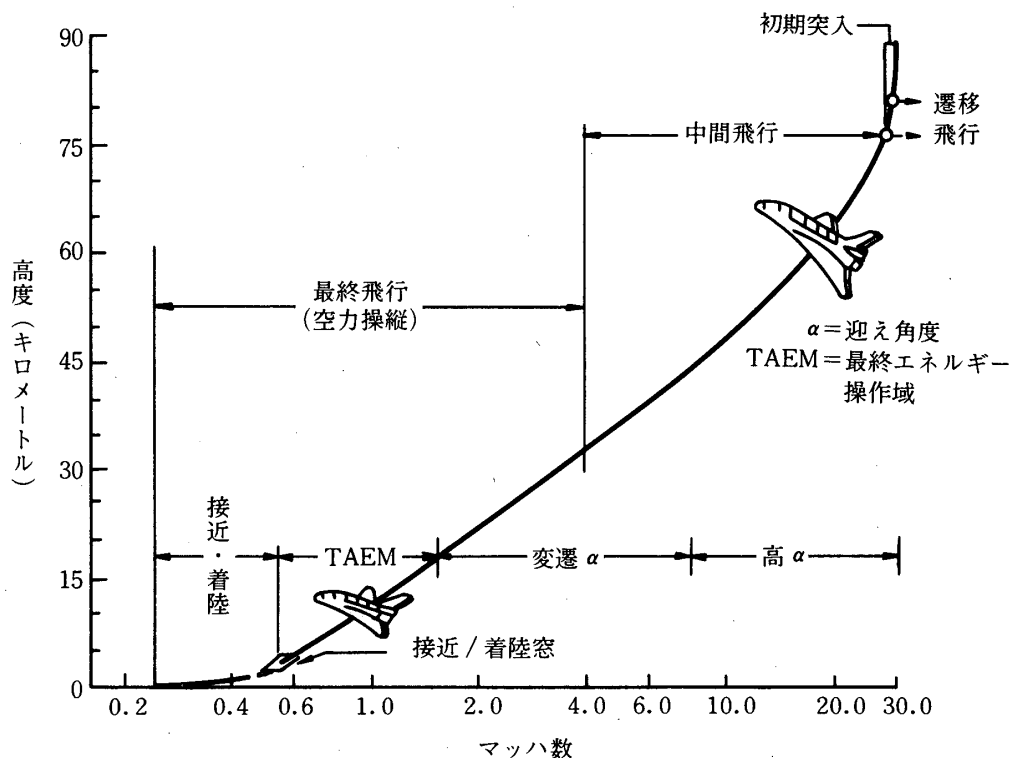
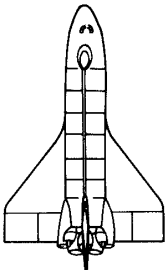
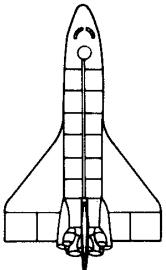
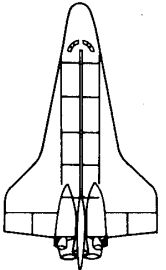
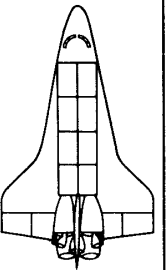


図2 オービター降下軌道

CONFIGURATION NUMBER	ATP	PRR	PDR	CDR
WING PLANFORM	50° BLENDED DELTA	50° BLENDED DELTA	45°/79° DBL DELTA	45°/81° DBL DELTA
PROFILE				
DRY WEIGHT (kg)	77,110	77,110	68,039	68,039
PAYLOAD (kg)	18,144	18,144	11,340	14,515
CG RANGE (% L_B)	65-68	65-68	65-67.5	65-67.5
WING AREA (m ²)	299.15	299.15	249.91	249.91
WING SPAN (m)	25.60	25.60	23.80	23.80
OVERALL LENGTH (m)	37.79	38.10	38.10	37.04

ATP : AUTHORITY TO PROCEED (FEB 1972)
 PRR : PROGRAM REQUIREMENT REVIEW (AUG 1973)
 PDR : PRELIMINARY DESIGN REVIEW
 CDR : CRITICAL DESIGN REVIEW

図3 オービター機の発達

SS に就いては、亜音速で行う“接近・着陸”の飛行試験以外は、機体開発に当る段階的な飛行テストは不可能である。特に、極超音速における有人有翼飛行は、X-15 研究機で以って過去に行われたマッハ5 前後の飛行テスト以外は、未知の世界である。従って、地上実験と解析に伴う設計値及び尺度比較に依る寸法効果の推定法が初飛行及び後続する飛行テストで得られるデーターにより確認されるまでは、図4 の如く、空力加熱に対する非常に大きい設計不確定値に甘んじなければならない。飛行データーに伴う地上実験値及び解析値に対する信頼性が増すにつれて、機体が改良され、ペイロード運搬能力も向上されるであろう。

スペース・シャトルの使命飛行の概観 (図5 参照)

SS の打ち上げ飛翔体は“機体組立てビル”の中で、移動発射台 (MLP) の上に、四機体が結合組立てられる。特に注目すべきことは、この巨大な飛翔体が、SRB の基底部だけで以って MLP 上に支えられていることである。その後、約 5.6 km 離れている発射地点に、

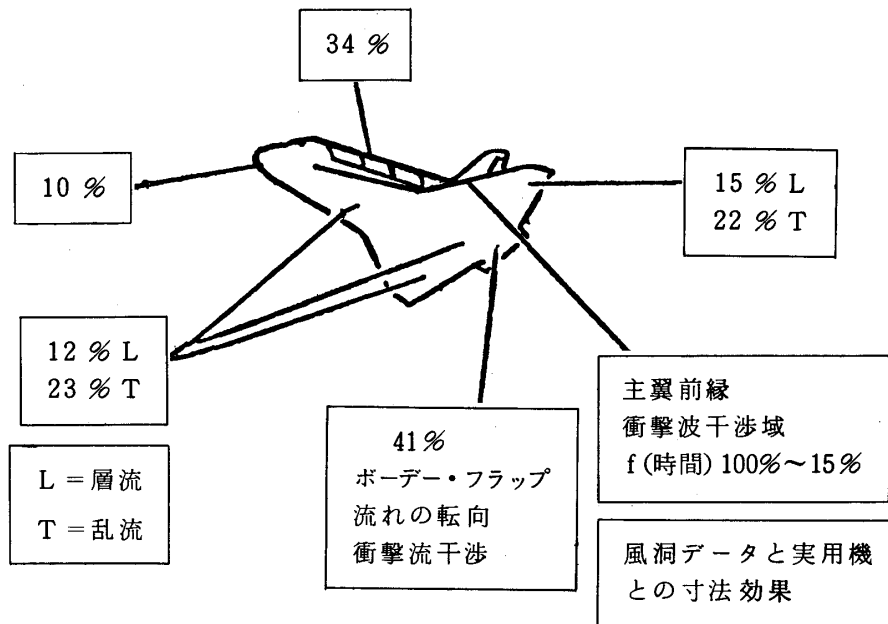


図4 空力加熱値の不確定

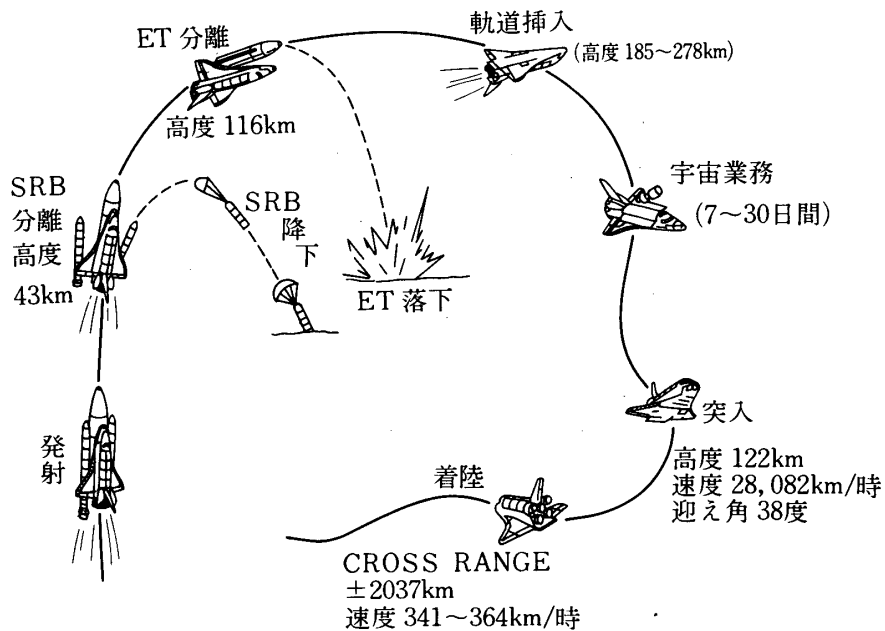


図5 スペース・シャトル使命飛行概観

低速 (0.8 km/hr) で移動される。打ち上げ順序は、先ず SSME の点火と推進力増加、そして SSME が正常であると確認されれば、SRB が点火され、垂直離昇する。この時の打ち上げ順序は、約一秒間以内の出来事であるが、SS は従来のロケットと異なり、推力荷重が幾何学的非対称に機体にかかる為、微妙な動力学的問題が、SRB 発火時点において起きる。

上昇中、SSME と SRB は、平行に燃焼されるが、機体に加わる動圧力と加速負荷 (3g 以内) を設計基準値以内に保つ為、その推力は重量低下に伴って減少される様制御される。最大動圧力 (3,173 kg/m²) は、発射後約 62 秒の遷音速域を通過する高度約 11.3 km において生ずる。動圧力は、空気密度と速度の二乗の積に比例する為、その後は大気圧の低下に伴って減少する。

SRB は 110 秒後に燃料焼尽する。又、空になった SRB は約 122 秒後に切り離され、落下傘で以って海上に降下し、船で回収されて、又打ち上げに再生使用される。SRB 分離時点において、SS は 43.3 km の高度と発射地より約 46.3 km の距離の地点に達しており、毎秒 1,400 m の速度で飛行中である。

オービター機は、ET より補給される液体推進剤を消費しながら加速上昇を続ける。発射後約 479 秒、116 km の高度において、周回軌道に必要な速度よりやや低い速度に達した所で、SSME は停止される。従って、この時点で分離される ET は、弾道軌道に沿って海に落下、使い捨てとなる。オービター機は、周回軌道に乗る為に必要な速度差を OMS (軌道操縦装置) エンジンの作動に依って補ない、軌道に挿入される。又、この OMS エンジンは軌道挿入、軌道修正、軌道上で必要な操縦 (例えば、他のペイロードとランデヴー) 及び軌道離脱等を試みる時に再作動される、宇宙では欠かせない重要なエンジンである。

軌道上の使命業務遂行後、オービター機は、OMS エンジンの再点火によって減速、軌道を離脱する。大気圏に突入するまでは、オービター機は弾道軌道に沿って下降する。高度 122 km で、マッハ 25 の速度と迎え角 40 度の飛行姿勢で大気圏に再突入する。この時点より、オービター機は半飛行機-半宇宙船の役割を果たして降下する。オービター機の熱環境は、遷移飛行のこの時点より始まるので、後にくわしく述べることにする。動圧力の増大につれて、空力操舵装置が有効に成るまでは、後部装備の姿勢制御ジェット (RCS) と補助翼 (Elevon) の併用作動に依って縦の降下姿勢が制御される。オービター機は、マッハ 5 前後に減速するまでは、高迎え角の姿勢を維持しながら滑空する為、方向舵は流速の影になってあまりききめがない。従って横のコントロールは、前部の両横に装備された横ゆれ RCS ジェットと補助翼の併用操作に依って成される。

速度がマッハ 3 以下に減速した所で、オービター機の姿勢は最大限の滑空が可能になる低迎え角 (揚抗比最大) に修正され、グライダーの如く操縦されることになる。高度約 12.2 km で亜音速飛行に入る。この間、滑空中の距離修正は迎え角の調整に依り、又接近及び着陸の速度はスピード・ブレーキの作動に依って制御される。オービター機の“接近着陸”飛行の性能は、ALT (Approach Landing Test) ですでに立証されている。地上帰還後、オービター機は二週間以内に再整備され、次の使命飛行に備える。

スペース・シャトルの熱環境

SSの空力加熱の影響は、上昇中とオービター機降下中の際に生じる。垂直上昇の利点は、上昇中に起る空気密度低下の影響が、速度変化に伴うものよりも優勢で有る為、飛翔体に及ぼす空力加熱が苛酷になる前に、大気圏から脱出できることである。遷音速域で動圧力が最大限に達する時点では、空力加熱の影響は未だ無視されても良い状態にある。最大空力加熱は、超音速飛行中の約マッハ3の速度域で生じる。従って、摩擦応力と熱流速に依る上昇中の最大負荷が同時に機体に加わる恐れはない。ただし、遷音速飛行中、オービター機下面とETの間に生じる衝撃波干渉の防害に依って、オービター機下面に接着の防熱タイルが場合に依っては剥離されるのではないかと懸念されているが、この問題は米国空軍のF-15超音速戦闘機を使用して、飛行実験で確認される予定になっている。

上昇中の空力加熱は、ETとSRBの防熱装置設計に大きく影響を及ぼす。特に、機体表

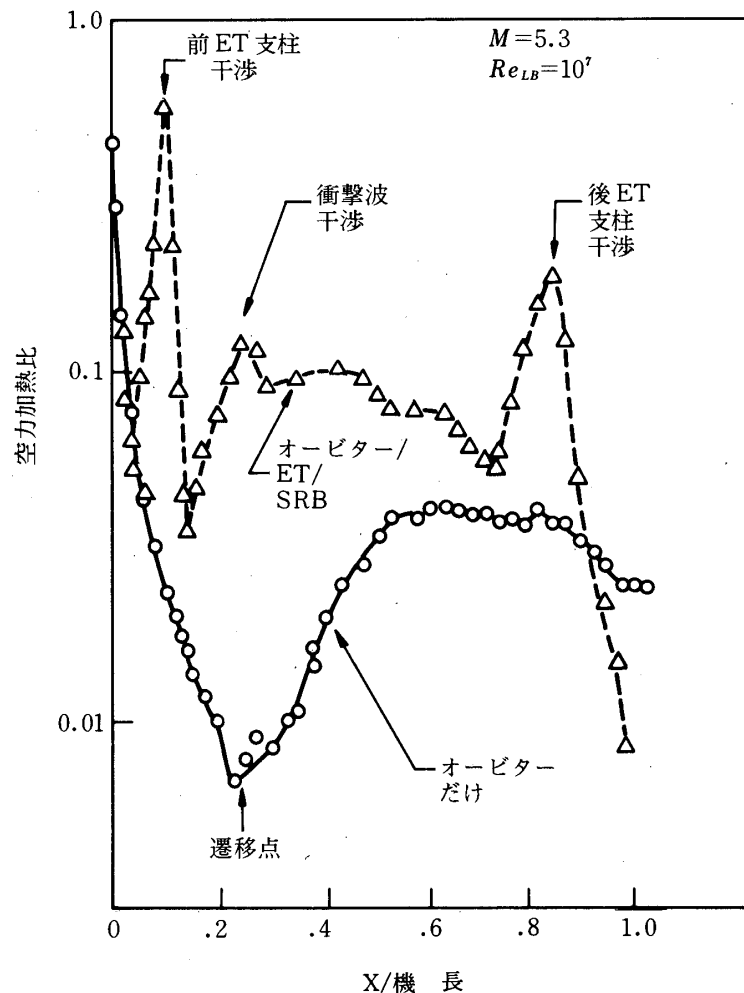


図6 オービター下面中心線に沿う空力加熱比と衝撃波干渉による空力加熱増加の比較

面に突起している構造の一部（支柱，システムス・トンネル等）より誘発される衝撃波干渉に依って空力加熱率が著るしく上昇する．オービター機下面の中心線に沿って計られた，風洞実験に依る加熱比分布が図6に揭示されている[2]．オービター機だけとSS結合形状による実験値を比較することに依って，空力加熱に対する衝撃波干渉の悪影響が一目瞭然である．ETの外部壁にも同じような現象が起る．従って，加熱率上昇に比例して，ETの防熱材使用量が増すことになり，重量増加の原因となる．

オービター機の熱環境に対する最大の関心としては，やはり大気圏突入及び極超音速飛行中に生じるものである．従って，或る局部的箇所を除く他は，上昇中の空力加熱の影響は左程問題にはならない．

宇宙船突入の評価に関しては，高度122 kmが独断的に大気圏の限界と定められている．この高度において，突入の初期条件（例えば，突入速度と突入角度等）が与えられる．ある物体が大気圏内を通過して落下する場合，その高度に依るポテンシャル・エネルギーを発散して減速するよう工夫をしなければ，その物体は空気摩擦によって隕石の如く燃焼する．最善のポテンシャル・エネルギー発散方法としては，空気圧力利用の最大抵抗力を活用できる姿勢で突入降下を試みることである．従って，オービター機は，機体下部の最大面積を流速方向にさらす高迎え角（約40度）の姿勢で以って，極超音速突入をする．従って，空気抵抗力は最大になる．オービター機は離脱衝撃波に包まれ，断熱圧縮された空気が機体下部表面に働き，飛翔体の揚力と抵抗力を発揮する．突入姿勢を維持しながら弾道軌道に沿って下降すると，高度低下に伴う動圧力上昇に依って，機体揚力と抵抗力が増大する．約70 kmから80 kmの高度（突入初期条件に関連する）において，半飛行機操縦可能な滑空平衡軌道に入る（図2参照）．通常，この遷移飛行時点において，機首及び主翼前縁に生じる“淀み点”の空力加熱率は最高に達する．

オービター機の降下軌道は，突入時点からの距離と横の着陸範囲（Down Range と Cross Range）に依って決められる．下降速度がマッハ5前後に達するまでは，高迎え角の姿勢を維持して滑空降下する為，軌道変化と修正は主にバンク調節に依って行われる．一般には，高速度で低高度を飛行する場合に最悪な空力加熱現象が起る．又低空飛行のもたらす今一つの悪影響は，層流の乱流遷移が早められる為，空力加熱が一段と増す．従って，最悪の空力加熱が起る降下軌道といえば，極回り軌道から離脱して，横の着陸点を最大にとるコースである．なぜならば，極回軌道から突入する場合，オービター機の空気に対する突入速度は，赤道上地球回転方向の軌道から離脱する速度よりも，約500 m/sec 早いので圧縮比の増大が伴う．又横の着陸点を最大にとる為には，オービター機は旋回に必要な大きいバンク角をとらなければならない．迎え角を固定した場合，機体揚力はCosineのバンク角に比例する為，バンク無しの状態より低空滑空をすることになる．したがって，空気密度上昇に伴う空力加熱負荷が増大する．

空力加熱設計軌道の選定に当り，多数の模擬軌道が計算され，オービター機のあらゆる点に生じる空力加熱率が評価される．防熱装置の設計は，これらの最悪な熱環境に基づいて為されている．図7に示す最低に引かれた飛行回廊が空力加熱設計軌道と選定され，これより以下の軌道は，表面温度制限に依って飛行できない．

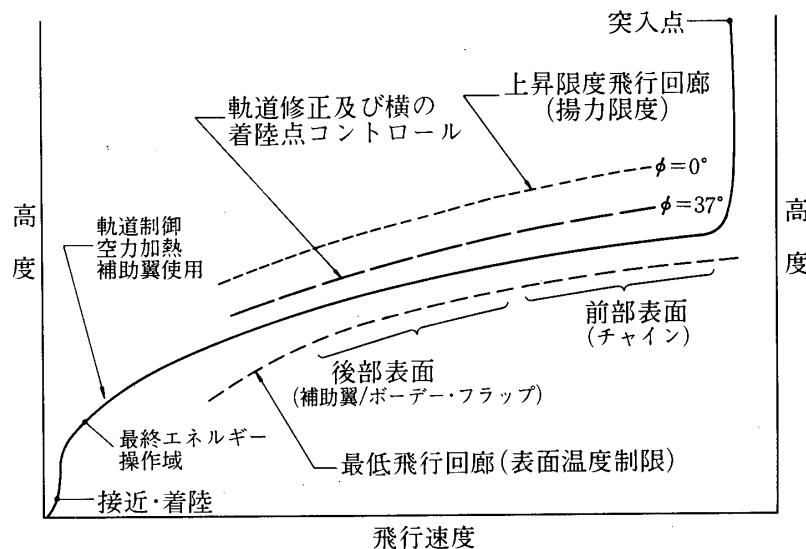


図7 オービター機空力加熱選定の降下飛行回廊図

機体表面に加わる空力加熱は、空気摩擦に起因する。流れと物体表面の干渉で表面に薄い流れの境界層が生じる。層流境界層に依る空力摩擦及び加熱率は、乱流に起因する値よりも小さい故、層流状態を保持することが望ましい。層流境界層は、ある臨界レイノルズ系数(約 10^6)に達すると、自然に乱流遷移する(図8)。しかしながら、層流は表面の粗さの状態に依り、流れの攪乱を誘発し、人工的な乱流遷移を起し易い。流れの干渉に対する臨界遷移は境界層の厚さに対する粗粒子の大きさの比に関連する。従って、流れに対する表面状態が粗くなるにつれて、乱流遷移点が機体前方方向に促進する(図8)。

オービター機の突入初期の時点に生じる境界層は層流である。しかしながら、オービター機の表面は、無数の防熱タイルに依って保護されている為、その接続線に沿って起きる高低のずれ及び目地の間隔は、乱流を挑発する悪条件を十分に備えている。従って、乱流遷移を遅延する為、タイルの組み合わせを精密に制御するミス・マッチ(Mismatch)の基準値が設けられている。その値は図9と図10に参照される如く、相当厳しい。

空力加熱を悪化する今一つの現象は、極超音速の流れに圧縮角度を持つ傾斜表面を挿入した時に起る圧縮空力加熱である。例えば、胴体下後部に装備のボーデー・フラップ(Body Flap)は降下中にSSMEを高熱環境から防護する役目を第一次目的として設計され、機体に固定装備される予定であった。しかしながら、降下中に消費されるRCS燃料の節約効果を検討の結果、このボーデー・フラップも操舵翼面として有効に使用されることになった。ボーデー・フラップを流れに下げることに依って、縦の操縦制御を補助することができる反面、フラップ表面の空力加熱を苛酷にすることになる。この操作は、傾斜表面を流れに挿入することと同じ結果を生む。従って、断熱圧縮に依る空気温度の上昇及び誘発された斜め衝撃波と境界層の干渉で以って、空力加熱率が傾斜表面上で著しく増大する(図11参照)。その

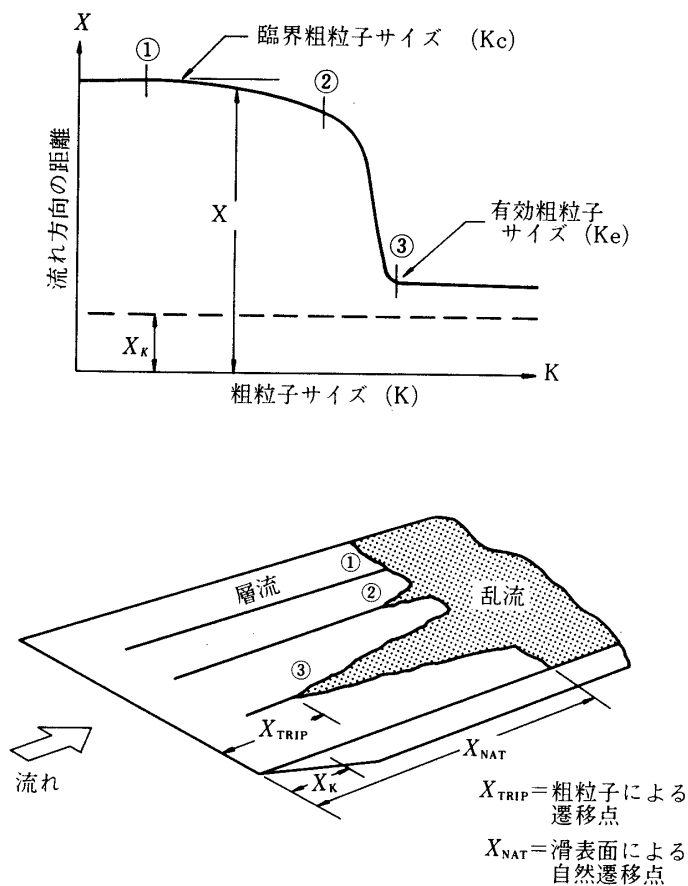


図8 粗表面による層流・乱流遷移の説明

値は傾斜角度とマッハ数に関連して、平面状態の値の数倍にも及ぶことがある〔3, 4〕. 補助翼とボーデー・フラップの下面表面温度が、胴体中心値よりも遥かに高いのは、そのせいである(図12).

オービター機の外部表面の設計温度等高線図(図12)は、あらゆる飛行中に生じる空力加熱の最悪事態を集積して構成されている. 従って、かならずしも、同じ飛行時点で起きた値とは限らない. オービター機が曝される最大加熱率は、突入後、遷移飛行時点において、機首の淀み点に伝達されるものである. 輻射平衡温度で表わされる機首の温度は 1260°C ($\dot{Q} \cong 60 \text{ kcal/m}^2\text{-sec}$) を越え、淀み点においては、 1463°C ($\dot{Q} \cong 100 \text{ kcal/m}^2\text{-sec}$) を記録する. 主翼前縁は流れに対して後退している為、その箇所に加わる加熱率は機首の値よりもやや低いが、 1260°C 以上の表面温度には達する熱量を含んでいる.

オービター機の下面は、降下中飛行方向に対向している為、表面温度 1093°C を越える程

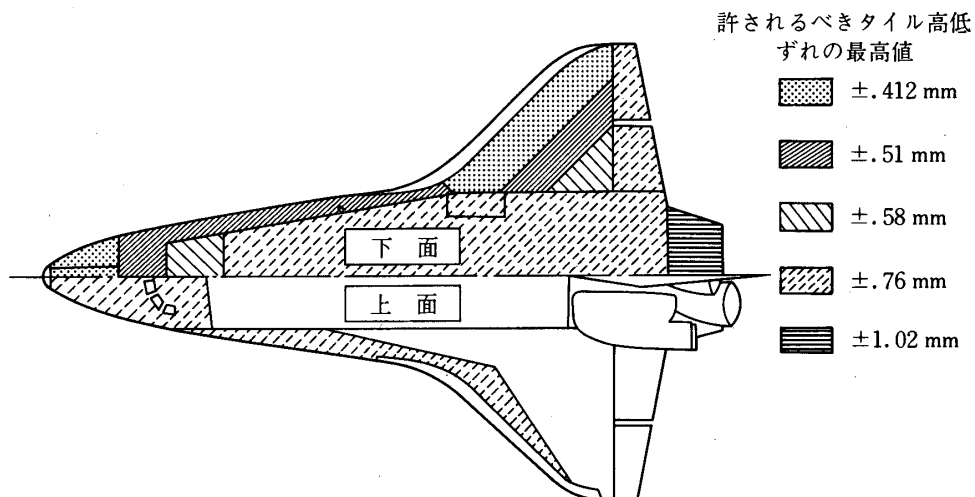


図9 オービター機タイルの高低ずれの基準値（mm）

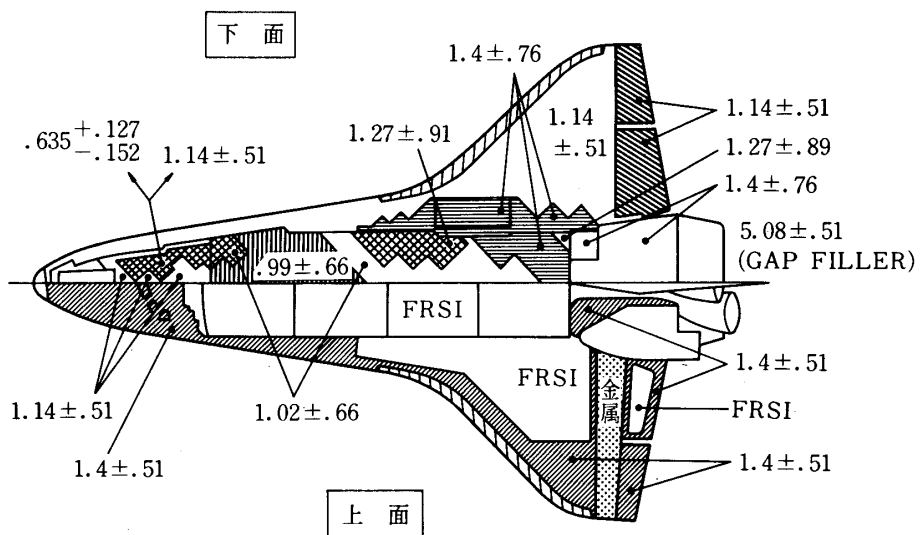


図10 オービター機タイルの目地の基準間隔値（mm）

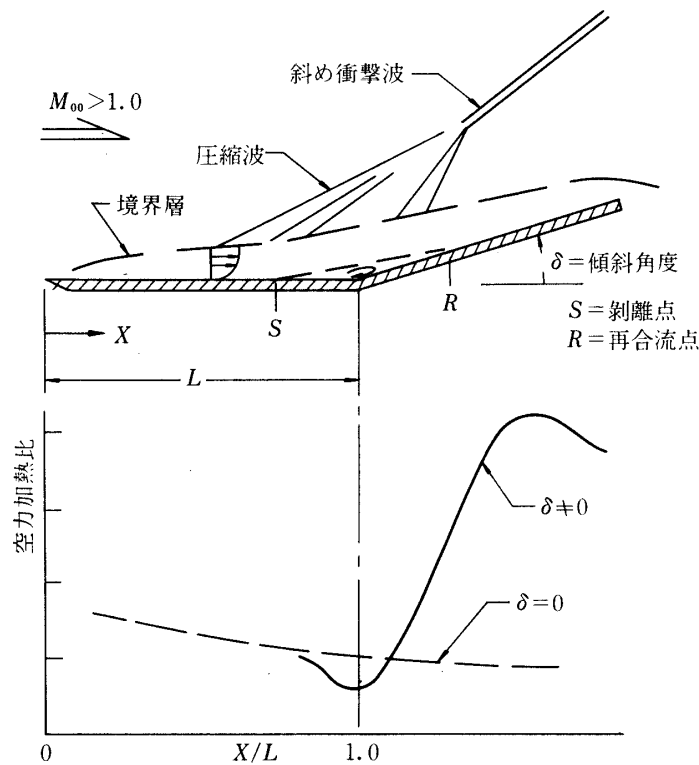


図11 圧縮表面における空力加熱増加の比較

の厳しい熱環境に遭遇する。この部分の加熱率は、極超音速滑空中に生じる乱流に起因する値の方が、突入時点に起きるものよりも、苛酷である。従って、オービター機下面の防熱装置設計は乱流に起因する熱流速に依って支配される。

突入降下中、垂直尾翼及び胴体後部上面は機体の影になる為、この時点で受ける空力加熱影響の方が、逆に上昇中に受ける値よりも小さい。飛翔体が零度に近い迎え角と8度の横すべり角を保持して上昇すると仮定された場合、胴体側面及び垂直尾翼表面は、流れに対して圧縮傾斜面となる為、空力加熱は苛酷になる。従って、此の辺りの防熱材の選定・設計は上昇中の熱環境に支配される。その他の機体表面で、SSME、SRB及びRCSの噴射高温排気ガスに依る輻射加熱又は逆流対流加熱の影響を受ける箇所も存在する。

オービター機の防熱装置 (TPS)

SSの構造については、高強度、耐熱及び軽量の設計が要求されている。しかしながら、最少限度の開発費の下に開発される為、1970年代の生産技術が機体設計に適用されている。従って、アポロ・サタン時代に開発された技術を採用、オービター機とETの基礎構造のは

とんどもはアルミ合金で構成されている。又、局部的な箇所にはチタン合金が使用されている。

オービター機の機体構造設計に対する必要条件として、常時整備に依る百回の宇宙任務遂行と500回飛行の構造寿命が前提とされていることは、前にも述べた。従って、アルミ構造を過度な熱環境から保護する為の再使用防熱装置の設計が設計者に課せられた重大な問題である。特にオービター機に適用されるTPSに対する要求は、従来のあらゆる飛翔体の設計において遭遇しえなかった要素をふんだんに含んでいる。

オービター機の再使用性能を発揮するTPS設計にとって、欠かせない必要条件を次に掲示する。

設計される防熱装置は：

1. 機体温度を構造制限値以内（ 177°C ）に保持すること。
機体の最大過温度（ 190°C ）は着陸後に上昇した場合のみ許される。
2. 最低百回の宇宙飛行の再使用性能を保有すること。
3. 実務160時間（14日間）のQTAの条件に従えること。
4. 空力学的要素を満足し得る滑らかな表面であること。

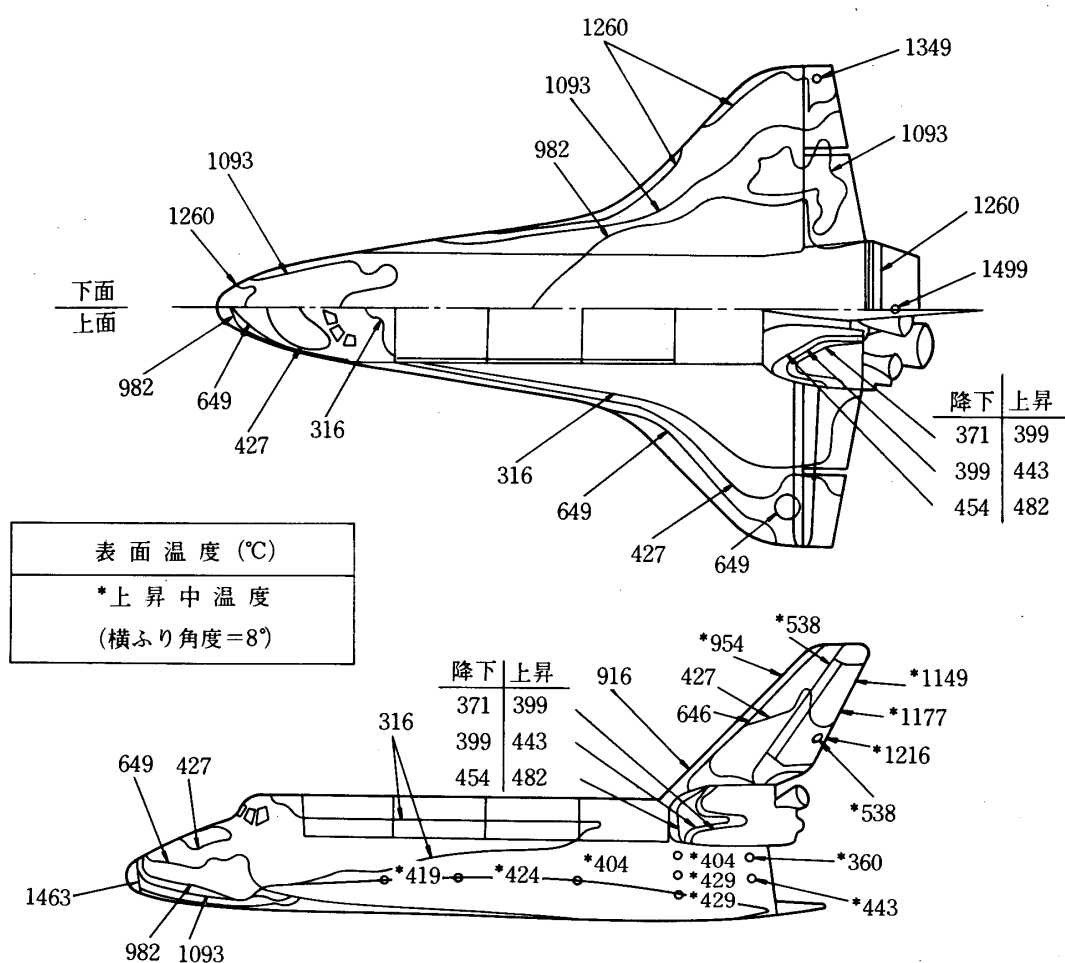


図12 オービター機最高表面温度等高線図

5. 湿気の含有, 又吸収を最少限に制限する性質を持つこと.
6. オービター機の基礎構造に加わるのと同等の荷重を支える両立性を保有すること.
7. 宇宙軌道における熱力循環過程に順応できること.
8. 小運動エネルギーを有す微粒物体 (雨, 隕石, 滑走路上の破片等) の衝撃に耐えること ($KE < 8 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}$).

この八つの条件を全面的に満たす装置の開発はなかなか困難である. 従って, どのような防熱装置の方法が存在するか検討しなければならない. 大別して, 先ず二つの方法が考えられる. 一つは受動的な熱処理法と, 今一つは能動的に冷却する熱処理法で有る.

前者の設計法として, 三つの基本的手段が選べる. 受動的防熱法とは, 比較的低温な金属構造を(1)溶発耐熱材 (Ablation TPS), (2) 金属耐熱材又は(3)溶発を起こさない非金属耐熱絶縁材で以って被覆保護する設計である. 第1手段の溶発耐熱材はアポロ宇宙船等のただ一回宇宙飛行を目的として設計された宇宙船に採用され, 優秀な耐熱絶縁材としての効率はすでに立証され, オービター機 TPS の代替材として考慮された. しかしながら, アブレーション TPS は前項に掲げた第2と第3の条件に応じることができない. なぜならば, アブレーション TPS は各飛行毎に広範囲における詳細な再生処理を必要とする為, オービター機への採用には不適當である.

第2手段の高温耐熱金属材使用の構造は, 未来の宇宙運航船 (第二, 三代・シャトル) [5, 6] の設計に考慮されるべき有望な装置である. 評価すべき耐熱金属の基準は, 高温における材料の強度, 力学的及び冶金学的安定性, 酸化に対する抵抗及び表面コーティングの寿命, 成形及び工作の容易さ等, 熱応力の性質が上げられている. 候補材料としてはニッケル合金, 又は防酸コーティングが施されているコロンビアムとタングラムの耐熱金属が上げられる. 耐熱金属使用の際, 耐熱絶縁材が中に併用されて低温構造を保護する場合もある. ただし, 1970年代の技術に依れば, この装置は多大な開発されるべき余地を残しており, 第一世代スペース・シャトルの設計には適用されなかった.

第3の非金属耐熱材については, すでに SS の防熱装置として適用されている為, この説明をする前に, 先ず能動的冷却法を検討する. 能動的冷却法の場合には, 機内に冷却液を積載して, その冷却液を(1)加熱表面の内側に循環する方法と, (2) 表面外に発散させて熱低下を図る方法 (液体膜冷却法) の二つが考えられる.

第1の手段の冷却液循環法には, 低温液体燃料を冷却液代用として使用されることも考慮された. この方法としては, 燃料をエンジン燃焼室に供給する前に, 機体の冷却を必要とする表面に循環させることができる. この場合, 機体構造の循環装置の設計と冷却液の流れ制御が複雑になる. 又オービター機は燃料無しで帰還する為, もし他の冷却液を搭載した場合には, ペイロードの減少を招く. 又開発に時間がかかる為, 第一世代シャトルへの適用は見送られた.

第2手段の液体膜冷却法は, 特に機首と翼前縁の高熱に曝される局所的な箇所に適用すると効率が良い. この方法は, 冷却液を境界層内に噴射, その液体膜に依って機体表面を高熱空気から絶縁する役目を果たす. 又冷却液自体の蒸発過程で空力加熱エネルギーを吸収する為, 二重の防熱効果を表す. 問題は, 三次元形状のオービター機が高迎え角で突入, そしてあら

ゆる機動操作飛行を行う場合、流れの淀み点が移動して、その流れの境界層が正確に予知できない欠点が存在する。その為、冷却液の噴射口の位置とその設計が非常に困難となる。

以上のような技術的に困難な点が防熱装置の設計に伴う。特に図12に参照された様な1000℃を越える表面温度の熱環境から、第1条件に従がえる構造温度を保つ為には、受動的防熱装置に頼る他ない。従って、第一世代スペース・シャトルには、無溶発表面を持つ、再使用可能な非金属性タイルのTPSがオービター機に採用された。この防熱タイルは100%のシリカ繊維材で固形化され、1260℃の高温で焼結加工された製品である。このセラミックス・タイルは低密度、低熱伝導、熱安定と物理的耐久性の好性質を保有する反面、先天性の脆さと湿度吸収の悪性質も持ち合せている。表面コーティング(Reaction-Cured-Glass)を施すことに依って、防水と表面強化の問題は解決されたが、TPS材質の脆さは、今だ以って頭痛の種である。TPSの脆さを補う為、NASA Ames 研究センターにおいてFRCI(Fibrous Refractory Composite Insulation-繊維性の耐熱複合絶縁材)と呼ばれる、新TPS材料の開発が急がれている[7]。新製品は、現在使用中のシリカ材に少量のボーロンを混入されたもので、この過程に依って引張り強度を著るしく向上させることができる(図13参照)。ただし、最初の宇宙飛行を試みるコロムビア号へ適用するには間に合わない。

オービター機のTPS設計

a. 防熱材の選択

オービター機は主に四種類のTPS材で被覆され(図14)、その選択には空力加熱率(又はそれに伴う表面平衡温度,図12参照)を基準にする。特に高温に加熱され、表面温度が1260℃以上に達する機首と主翼前縁の局部的箇所は、44個からなるRCC(強化カーボン

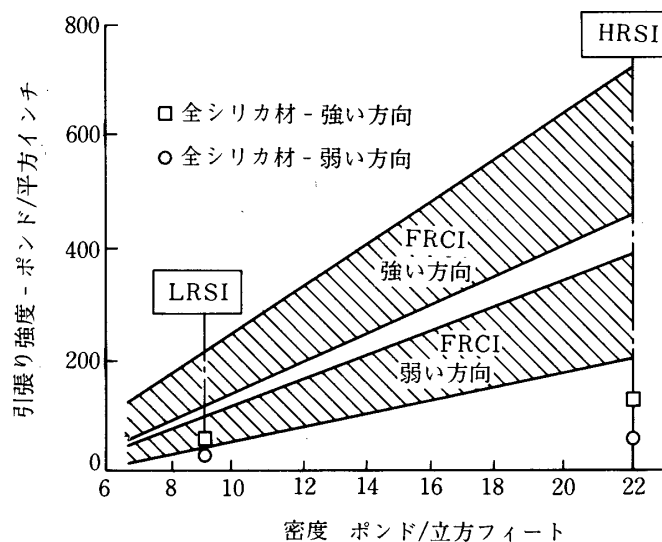


図13 FRCIと全シリカRSIの引張り強度の比較
(NASA AMES)

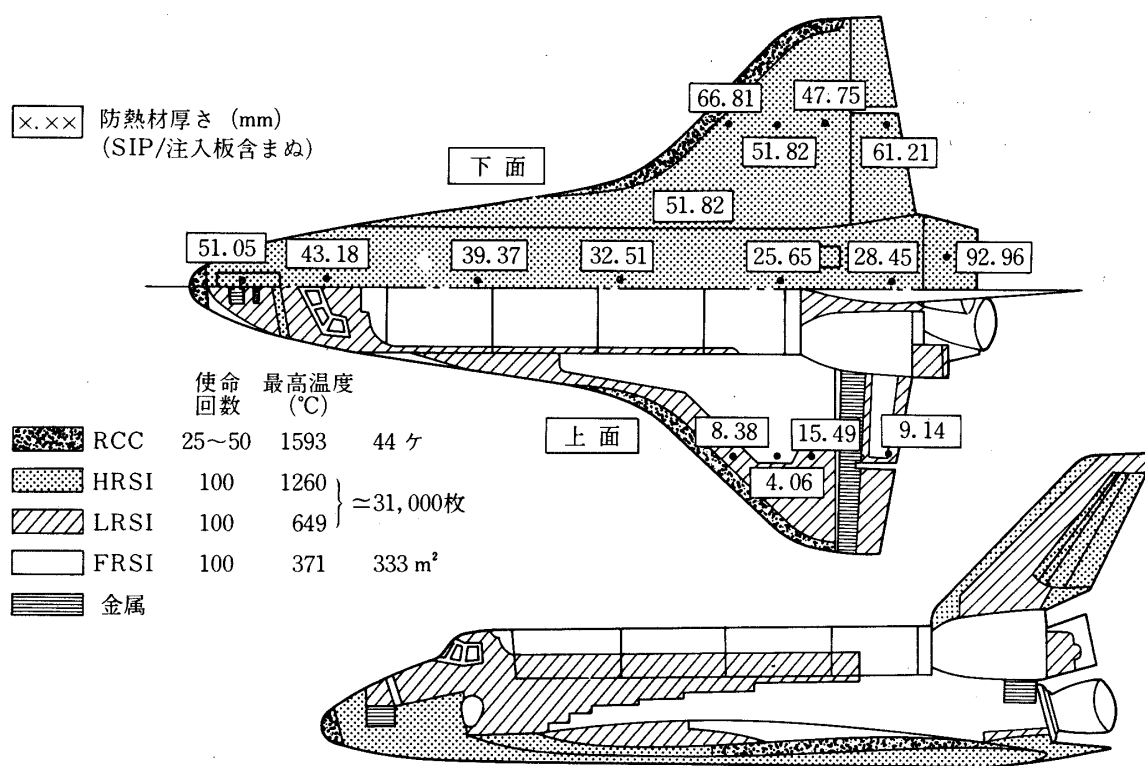


図14 オービター機の防熱装置及び厚さ分布図

・カーボン)と呼ばれる炭素系の防熱装置で積極的に保護されている。RCCは最高表面温度 1593℃に耐えて、約25回から50回の宇宙飛行寿命を原則として設計されている。

表面温度が649℃から1260℃に至るオービター機下部表面は、前項において説明の、低熱伝導のシリカ・タイル製のHRSI(高温再使用可能な表面耐熱絶縁材-密度 325 kg/m³)と呼ばれるTPSで以って完全に被覆されている。HRSIは1260℃の最高温度に耐え、百回の再使用能力を保有する条件を強調する設計がなされている。表面にはポーロ・シリケート・ガラス(Reaction-Cured-Glass)のコーティングが施され、防水と表面強化の役割りを果すほか、黒色表面に依る輻射冷却の利点も活用されている。

表面温度が371℃から649℃に至る熱環境に直面するオービター機上部表面には、LRSI(低温再使用可能な表面耐熱絶縁材-密度 144 kg/m³)が張られている。LRSIは百回の飛行寿命を条件とされているが、最高表面温度の限界は約650℃で良い。LRSIはHRSIと同じシリカ材料で加工されているが、低密度に固形焼結されている。又表面にはネズミ色のガラス・コーティングが施され、防水と表面強化の役割りを果している。

シリカ・タイルの取り付け方法は、図15に描写されている。金属構造は熱に対する収縮が非常に敏感であるが、シリカ・タイルの熱収縮率はほとんど皆無である。従って、その異な

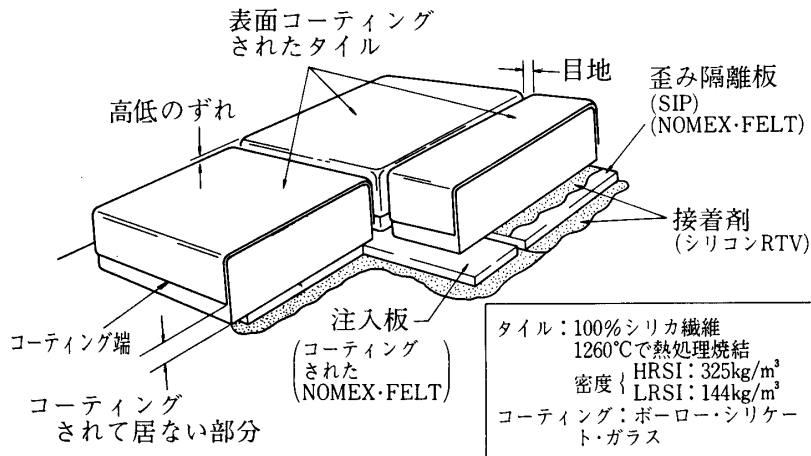


図15 シリカ・タイル TPSの組立て図

る材料に対する熱収縮率の不一致を緩衝する為、柔軟な Nomex-Felt で加工された SIP (S-train Isolation Pad, 歪み隔離板) と注入板 (Filler Bar) がタイルとアルミ構造の間にはさまれている。

タイルとタイルの接続線の下と構造表面の間に注入板がはさまれる。この注入板は、タイル張り付け位置の目印と成る為、先ず機体表面の正確な位置に接着される。防熱材の接着に使用される接着剤はシリコン RTV (室温硫化剤) である為、接着乾燥に特別な加熱装置を必要としない。注入板はタイル間の接ぎ目を通して侵入する外部の高熱空気を遮断して機体を保護し、又温度収縮を調整する二重の役目を果す。先ずタイル下面に SIP が密着されるが、此の時に使われる接着剤の使用量が重要視される。従って、接着剤を塗る前後のタイル重量を精密に計ることに依って、接着剤が基準値通り使用されているか否を確認する。SIP が接着乾燥されたタイルが、注入板で囲まれた位置に張り付けられる。接続線に沿って生じる高低のずれ及び目地の間隔は、図9と図10に示されている基準値に従う様制御される。タイルの密着乾燥に四日間を必要とする。最後に引張りテストが行われ、ミス・マッチが調べられる。

オービター機に使用されるシリカ・タイルは兩種合わせて約 31,000 枚に及ぶ。ほとんどのタイルは約 15 cm × 15 cm の大きさであるが、一枚ずつ張り付けられる場所に依って、加熱率と外形輪郭の条件が違う為、各々のタイルは独特な形と厚さに成形加工されている。タイルの張り付け率は、最良条件のカリフォルニア州パームデル工場において一週間に約 500 から 550 枚といわれている。従って、タイルの生産コスト高の理由、及び TPS 組み立てだけに約一年かかることがうなずける。

その他のオービター機表面の温度が 371℃ 以下になる局部的箇所 (貨物ドア、主翼上面の或る部分) には、FRSI (柔軟な再使用可能な耐熱絶縁材) と呼ばれる Nomex-Felt 繊維材

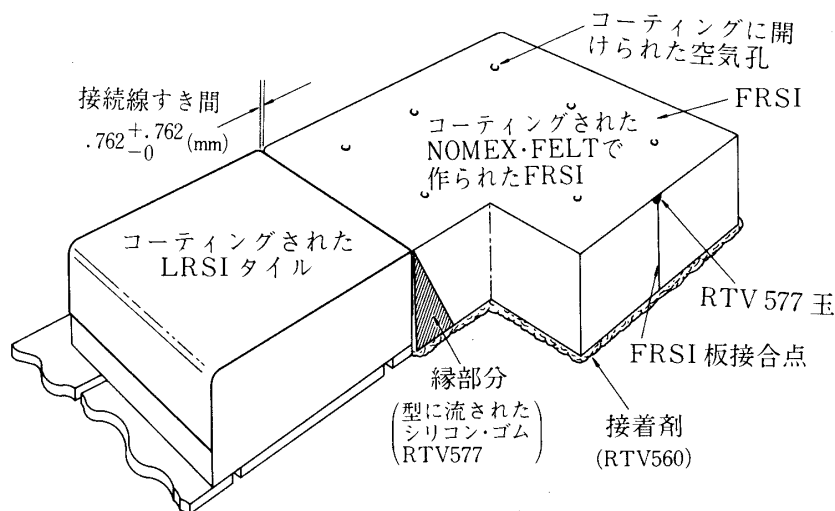


図16 FRSI TPS 組立て図

で工作された防熱装置が採用されている。その被覆面積は約 333 m^2 に及ぶ。FRSIの組み立ては図16に示されている様、直接機体表面にシリコンRTVで以って密着される。又、LRSIとFRSIの継ぎ目に沿っての異材料に依る不連続線をなくす為、シリコン・ゴムRTVを型に流して成形された縁で以って接続されている。上昇中の急激な大気圧変化に伴う内外部の圧力差の発生に依って、FRSIが剥離する恐れが生じるので、これを防ぐ為の通気孔がFRSIの表面コーティングに施され、内部に蓄積された空気を抜くことに依って、圧力差の負荷を減少する仕組みとなっている。

b. 防熱装置の厚さ計算

防熱装置の厚さは、全熱量の蓄積と伝達に依る。且つ内部構造温度を制限値以下に保てることを条件に決定される。従って、先ず防熱材内に起きる熱伝達の履歴を評価しなければならない。

滑空平衡軌道に沿って下降する有翼オービター機の遭遇する最大空力加熱率は、弾道軌道降下のアポロ宇宙船が受ける値よりも低い。しかしながら、オービター機は、大気圏に突入後、着陸するまで約三十分の間高速飛行をする為、比較的長時間、苛酷な環境にさらされることになる。従って、防熱材に吸収、蓄積される総熱量が多くなる為、TPSの設計はかえって厳しくなる。例えば、厚さ2インチのタイル温度履歴を図17に参照しているが、此の場合、タイルの継ぎ目に沿って温度計算はなされている。従って、タイル内の熱伝導、継ぎ目に侵入する高熱空気及び向い合っているタイル壁に生じる輻射干渉の各影響が加算されている。従って、此のケースは、タイルの中心部における熱伝達よりも厳しい条件を備えている。又、計算には、タイルの表面を太陽の影にすることに依って冷却された状態を初期条件とし

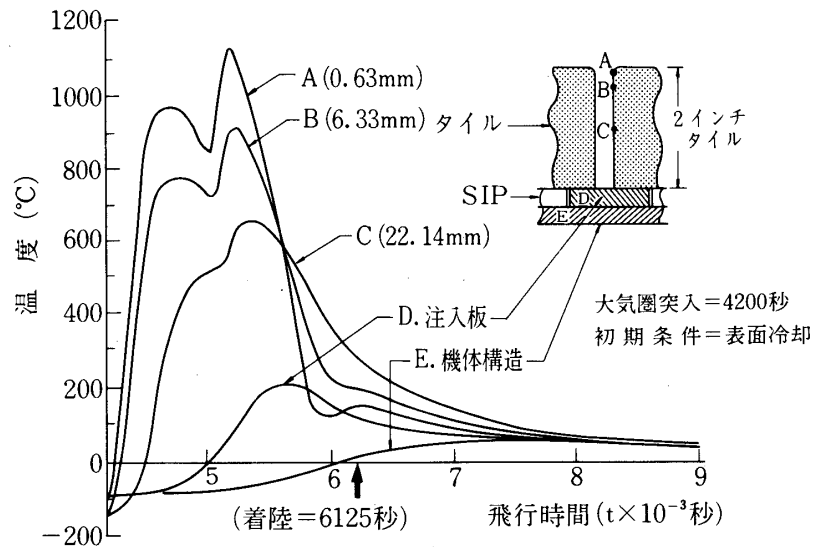


図17 タイル TPS温度履歴

ている。図17で容易に判断される様に、タイル内の熱伝導に対する抵抗率は非常に高い。タイル表面(A)は空力加熱率に瞬間的な反応を示す。表面温度の最初の頂点は、高速突入時点に生じ、次の頂点は乱流遷移後に起因する乱流空力加熱によるものを表わし、このケースにおける、絶対最高温度を示す。

タイル内の温度履歴図を評価すれば、熱伝導の時間づれ、蓄熱及び熱流方向の現象の経過が明白に分かる。着陸時点においては、すでにタイルの温度は減少傾向をたどっている。その反面、構造温度は上昇を続けている。機体温度は、防熱材に蓄積された熱量の伝達に依って、着陸後約三十分経過した時点で最高温度に達することが分かる。

この様な計算が、オービター機のあらゆる点を対象に行われ、図14に揭示された防熱材の厚さ分布が生れた。この厚さ分布には、SIPと注入板の厚さは含まれていない。この図に依ると、防熱材の厚さはオービター機全面に及んで変化しており、表面を空力学的に滑らかにする条件を満たす為には、前述の通り、タイルの厚さが一枚ずつ異なっていることになる。

採用されたTPSタイルとその厚さ分布(図14参照)に基づいて、機体構造、SIP表面、と注入板表面の温度が計算され、その分布図が図18に参照されている。図12と図18の温度分布の比較をすると、TPSの効率の良さが分かる。SIPの制限及び最高過温度が注入板の値よりも低いのは、接着剤の制限温度に依る(表3)。従って、より高温に耐え得る接着剤の研究が目下進められている。

c. 高熱空気の侵入を防ぐシール/防熱壁の設計

オービター機のTPSの設計は、機体表面の保護だけに留まらず、無数の割れ目(例えば、ドアと機体との間に生じる接合点の隙間等)から侵入する高熱空気を遮断して機体構造を保

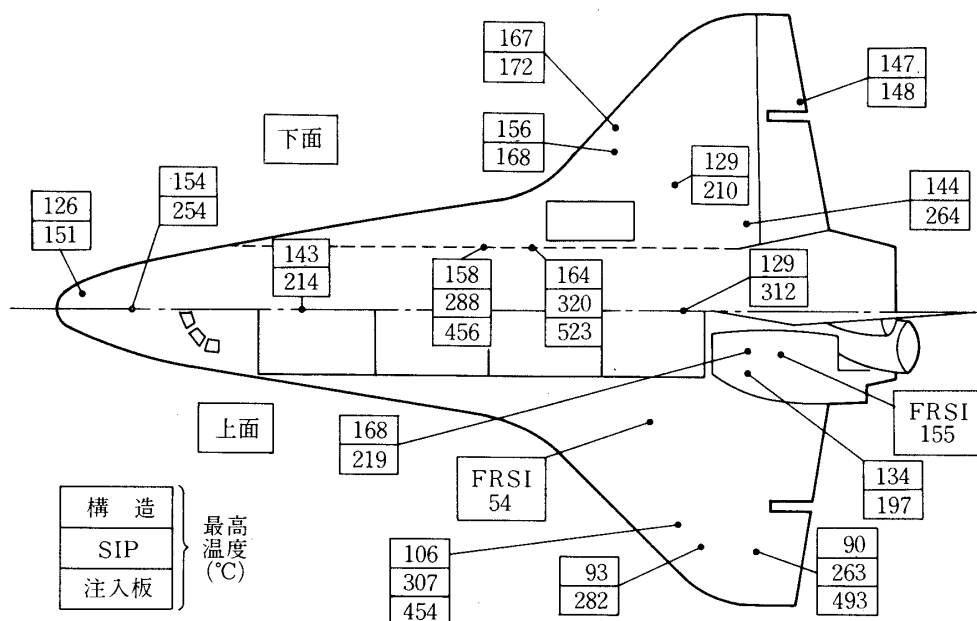


図18 オービター機構造, SIP及び注入板表面の温度分布図

表3 オービター設計温度表

	制限温度 百 使 命	最高過温度
機体構造	177 °C	191 °C
S I P	288 °C	325 °C
注 入 板	427 °C	538 °C

護する為のシールと防熱壁の設計も含む。防熱壁とシールを必要とする局所は図19に示されている。その一つの例として、貨物戸のシール設計が図20に描かれている。貨物戸の開閉接合線に沿って、先ず高熱空気の侵入を緩和する為の繊維性の層が積層されて、ドアが閉まると、テフロン・チューブ製のシールが圧縮されて貨物室を密閉する仕組みとなっている。機首及び主翼前縁は、RCCで作られたシールで防熱装置組立てに生じる隙間を密封している。

主翼と補助翼のシールは次の様に設計されている(図21)。補助翼は $Z_w = 100$ と $X_w = 1387$ (インチ)の交点で回転する。翼下面外部には、高熱量(11,000 kcal/kg)を含有する空気が流れており、その翼表面はTPSタイルで保護されている。又外圧が内圧よりも高い為、高熱空気は回転支軸に沿って、隙間から侵入しようとしている。高熱空気の侵入を防ぐ為、回転支軸は二重のシールで覆われ、第一次シールの隙間は0.076 mm以下に押えられている。第二次シールはアコーディオン式のカーテンの仕組みとなって、軸回転の収縮に対応できる。翼上面は、下面より比較的低温度の熱環境に直面している為、作動部分(すり合せの接点)の外部には耐熱金属が使用され、内部をNomex-Feltで熱の侵入を遮断している。従って、オービター機の外部表面で、耐熱金属材が使用された、唯一の局部的箇所である。

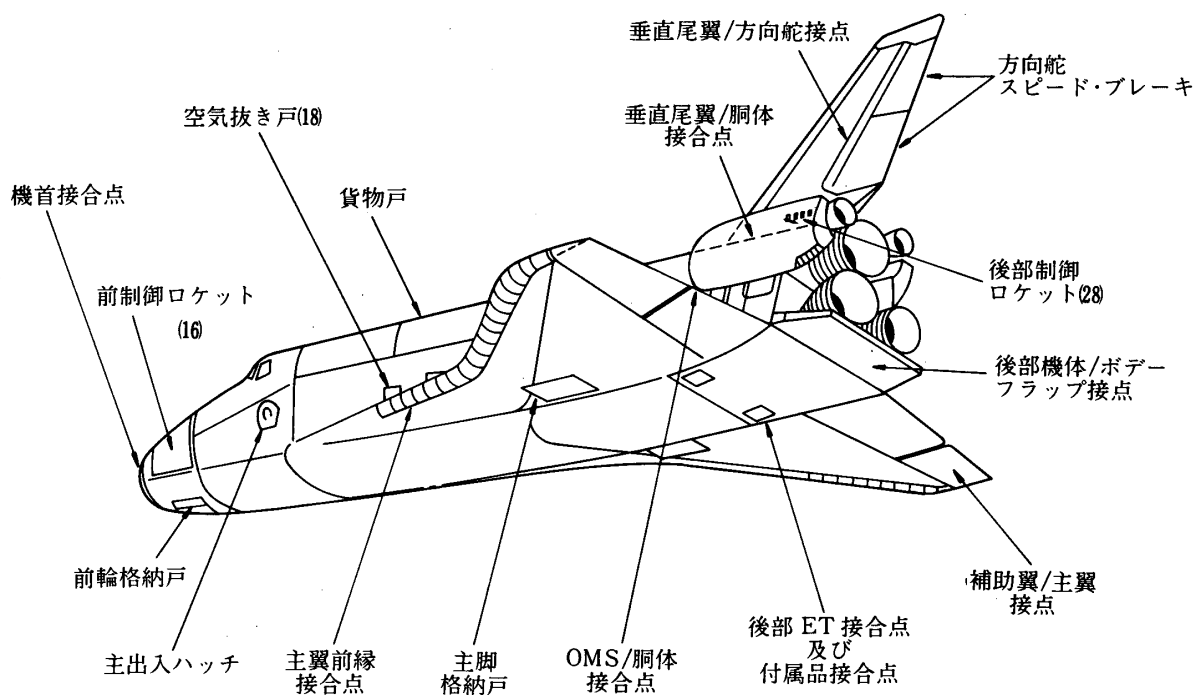


図19 オービター機の高熱空気侵入箇所(シール設計必要箇所)

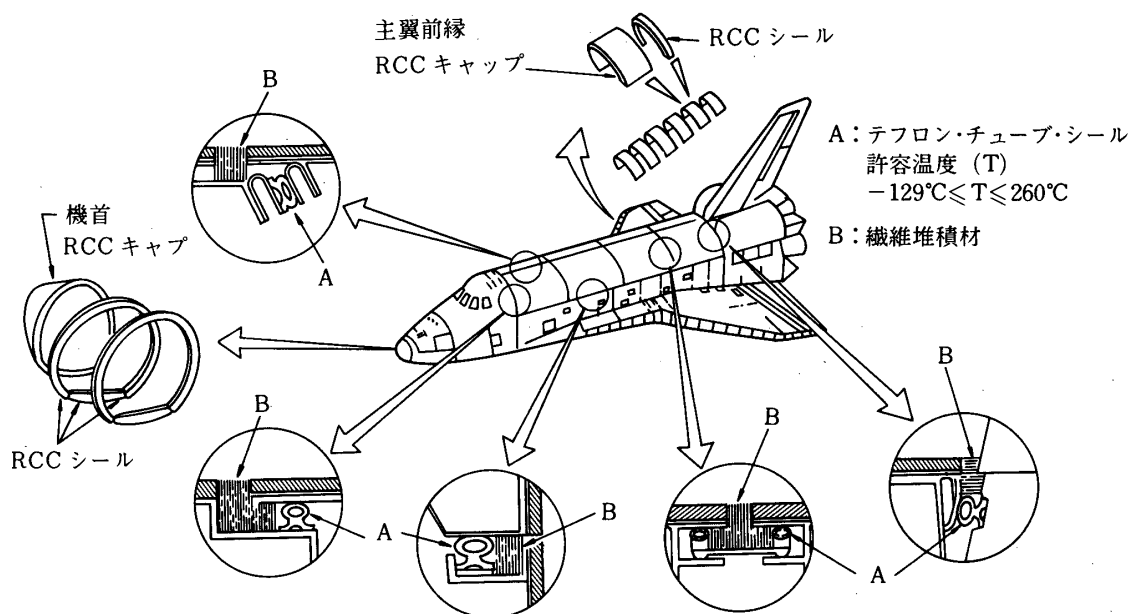


図20 オービター機首，主翼前縁，貨物戸シール設計図

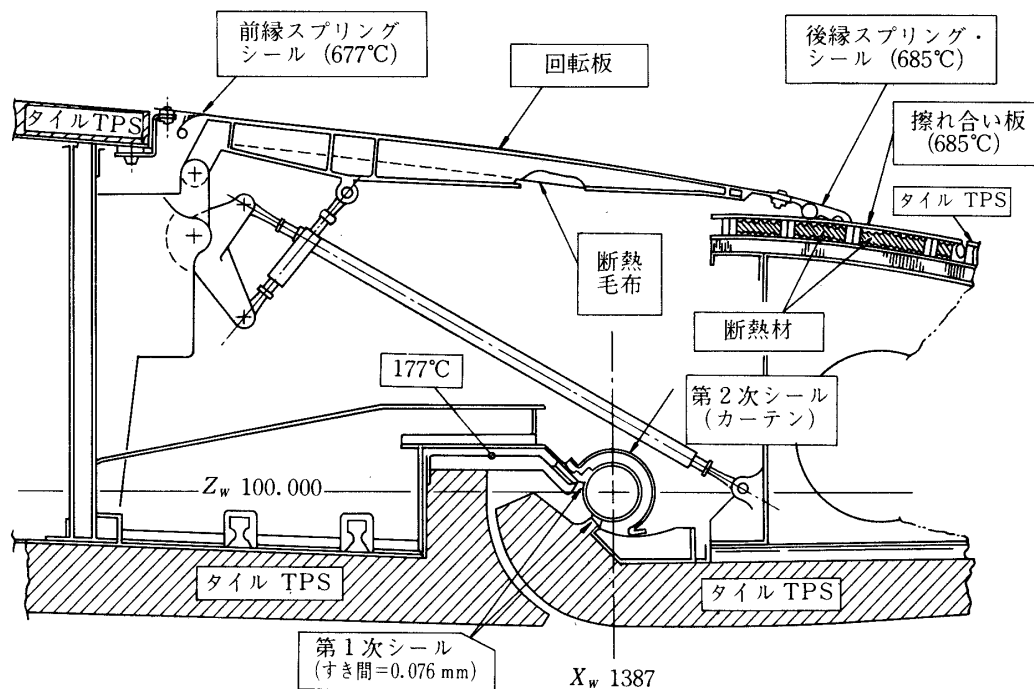


図21 オービター主翼-補助翼空力加熱シール

表4 スペース・シャトルの特徴

長さ：	高さ：	翼幅：
全機長 = 56.14 m	23.34 m	—
オービター = 37.24 m	17.27 m	23.79 m

重量

打ち上げ総重量 = 2,041,200 kg
 オービター着陸重量 = 96,163 kg

{ 1979年3月改正
 (Pub 2547-V-5)

推進力 (各エンジン, SEA LEVEL STATIC)

固体ロケット・ブースター = 12,899,200 N (× 2)
 = 1,668,000 N (× 3)

貨物室

長さ：18.3 m ; 直径：4.57 m

着陸地点 (突入時点より)

Down Range = 8,000 km Cross Range = ± 2,037 km (突入方向より)

結 び

スペース・シャトルは過去に存在しない、唯一の再使用可能な宇宙運航船としてデビューする。特にオービター機のくり返し行える多数の宇宙使命飛行の能力は、宇宙飛行毎に伴う苛酷な熱環境から機体を保護する為に開発された、再使用可能な表面防熱装置に大きく依存する。このシリカ・タイルに依る装置の防熱効力は抜群であるが、その反面先天的に脆い性質を保有する為、タイル強化の改良には、もう一步の躍進が望まれる。タイルの脆さと、各タイルの不均一性が、タイル生産及びオービター機の完成の遅延と、コスト高の一つの原因となっていることは誠に残念である。最後に、スペース・シャトルの特徴を示す表を掲示する(表4)。

本稿に関連したスペース・シャトルの資料提供に協力された Rockwell International 社に感謝します。

1979年12月8日

参 考 文 献

- [1] Bornemann, W.E. and Surber, T.E., "Aerodynamic Design of the Space Shuttle Orbiter", AGARD Symposium on High Angle of Attack Aerodynamics, Sanefjord, Norway, 4-6 October, 1978.
- [2] Fung, F.T., et al "Shock Wave-Boundary Layer Interaction Effects on Aerodynamic Heating", J of Spacecraft and Rocket, Vol. 14, No. 1, January 1977, pp. 25-31.
- [3] Ikawa, H., "Reentry Control Effectiveness Methodology for the Space Shuttle Orbiter", J of Spacecraft and Rocket, Vol. 14, No. 11, November 1977, pp. 669-675.
- [4] Ikawa, H. "Real Gas Laminar Boundary Layer Separation Methodology as Applied to Orbiter Control Surface Effectiveness Prediction", AIAA Paper 79-212.
- [5] Reed, D.A., Ikawa H., Sadunas, J.A. "Star-Raker, An Air-breather/Rocket Powered, Horizontal Takeoff Tridelta Flying Wing, Single-Stage-to-Orbit Transportation System", AIAA Paper 79-895.
- [6] A Collection of Technical Papers, AIAA/NASA Conference on Advanced Technology for Future Space Systems, 8-10 May 1979 Hampton, Virginia.
- [7] "New Thermal Systems of Shuttle Urged", Aviation Week & Space Technology, June 4, 1979, pp. 45.