

06.1 アメリカ合衆国

米の打上げ基地は未だに非常に重要な軍事的拠点と考えられているが、民間企業に活動の負担の一部を移す目的から、今日それらの近代化と民営化という議論が国内で起こっている。

1999年の議会での打上げ活動の商業化に関する討論に基づき、2000年に米政府は宇宙基地の管理と所有権に関する官民の関わり方のパターンを幾種類か提案した。

その方法（解決策）は、官民の間でタスクを明確に分ける方法、もしくは連邦が負っている宇宙船発射場に対する責任の一部を徐々に新組織（スペースポート）に移行していく方法である。

後者の案は、地域的基準もしくは連邦政府の責任下での基準として作成されるだろうが、どちらにしても、産業や行政との契約の基礎になるだろう。完全なビジネスとしての打上げ活動という考え方はすでにあったのだが、今のところはまだ本格的に検討されていないようだ。実際のところ、政府は国家の安全ということから、必要な施設の決定権と打上げ予定の決定権を維持したいと考えている。

結果的に、活動とそれに伴う義務の定義はされたが、それは民間企業がどの程度貢献するかというレベルの定義に留まっている。今日のロケット打上げ市場における販売見込みはやや減少傾向にある。

このような状況下でNASAと産業組合との会議では、発射センタにおける経済活動を刺激するため、減税を提案した新たな協定が検討されたが、まだ実行されてはいない。

ケープカナベラル

ケープカナベラルはフロリダの東海岸に位置している。その海岸線は、湿地によって分離された水中の砂州と低い砂丘から出来ている。

この地域の気候は亜熱帯で、サイクロンと塩分を含んだ風が起こりやすい。

潮風は設備の腐食の原因となり、米初の宇宙飛行士シェパード、グリソム、グレンが宇宙へ発つのを見届けた pad14 も腐食してしまい、破壊しなくてはならなくなった。

月面歩行実現のため、人類が地球を飛立つ場所となったケープカナベラルは、Columbiad launch のためにジュール・ヴェルヌによって想像された場所に奇妙に近づいてきている。一般に用いられているケープカナベラルという用語は、実際には打上げ施設全般を指している（図 6.18 , 6.19）。つまり、米国空軍（第 45 宇宙航空団）によって管理されているケープカナベラル空軍ステーション (CCAS)、NASA によって作られたメリット島にあるケネディ宇宙センタ (KSC)、および、NASA が介在しながら米空軍によって運営される工業地域 (ボーイングとロッキード・マーチン社 (LM)) である。

第 45 宇宙航空団 (The 45th Space Wing) は東域追跡ネットワーク (the Eastern Range

Tracking Network) の管理も行っている。東域追跡ネットワークというのは、ケープからはカリフォルニア州、つまりヴァンデンバーグから運用されている西域追跡ネットワークにより日付が接続される地点まで伸びている。

第 45 宇宙航空団(The 45th Space Wing)はタイタンとアトラス、デルタの発射台の運営をしている(アトラスとデルタは 1989 年までは NASA によって管理されていた)。

また、the Florida Spaceport Authority と共に新しい軽量タイプの打上げロケット、アテネとタウルスを発射台 LC20 と LC46 に適合させる役割も果たしている。

CCAS は老朽化しつつある宇宙基地で、1950 年代から使用されている設備や発射台の幾つかは障害の原因となる。

米空軍の産業パートナーは現在、この場所を若返らせる方法を求めている。

ケネディ宇宙センタは専らスペースシャトルの打上げと国際宇宙ステーションの建設に専念している。

NASA は、シャトル帰還のために、カリフォルニアのモハーベ砂漠のエドワーズ空軍基地にある更に長くて、よく整備されている滑走路を使用することを好んでいたが、このケネディ宇宙センタでシャトル・オペレーションを改善するために現在新しい設備が準備された始めたところだ。

ヴァンデンバーグ

ヴァンデンバーグ基地は、Point Arguello の北側、ロサンゼルス北西の山岳地方でカリフォルニアの太平洋沿岸上に位置している。

ロケットはすべて高い傾斜角で、南へ向けて発射され、太平洋を越えて、南東のメキシコの海岸線の端まで行く。

ロケットは、衛星傍受実験の中ではたまに西の方へ打上げられた。

アトラスやデルタ打上げのため NASA や民間のオペレータが利用できる Vandenberg AFB は、ミサイル・気象観測用ロケット・打上げロケットに使用される。

Vandenberg AFB は元々、ケープカナベラル同様に、スペースシャトルの打上げを目的としていたのだが、SLC6 がすでに構築されていたにもかかわらず、そのプロジェクトは駄目になってしまった。

この場所は 1995 年 8 月に LMLV 1 の打上げに使われた。

The California Spaceport Authority と米空軍の間で Spaceport West の設立の合意書がとりかわされた。

これは SLC6 の南に 25 年間リースされた 10ha の土地にあり、Spaceport System International が運営している。

将来の民間運営の基地は、スペース・シャトルのために計画された Payload Preparation Room を使用したり、およびデルタ 2、タウルス、アテネ 1、アテネ 2 用の発射台を建設するだろう。

ワロップス島

The Wallops Flight Facility はヴァージニアの沖積の海岸線に位置している。

それは NASA に管理されている第 2 の基地で、今までのところスカウトロケット用の単一発射台から約 20 機の小型衛星の打上げだけが行われたようだ。

最後の打上げは 1985 年で、1994 年以来スカウトロケットは製造されていない。

1995 年の第 1 回目の打上げ失敗とそれ以降の打上げ計画が無い事から考えてもコネクター・ロケットのための新しい発射台を含む EER International s consortium project の未来は、不確定である。

ワロップス島は非常に沢山の衛星、とりわけギアナ宇宙センタから北に発射される衛星が使用する NASA の追跡基地である。

コディアック発射施設

the Alaska Aerospace Development Corp.によって設立されたコディアック発射施設はアラスカのアンカレッジの南およそ 350 k mのところに位置する。

これは最初の商業用スペースポートで既存の連邦の施設から離れ、独自の権利を確立したものである。

フロリダに位置するコマンド・コントロール・テクノロジー・コーポレーション (CCT) は NASA のライセンスを持ち、非政府発射施設の運営に最小限必要な条件に対する適合を保証するため基地のコンピュータのハードとソフトの設置を担当している。

アテネ 1 を用いて LM が最初に行った任務は NASA のスターシャイン 3 衛星と米国国防省の実験用衛星 3 機の打上げだった。

コディアック・スペースポートの宇宙船発射場の柔軟な経営と単純化された施設はより便宜のよい打上げサービスを提供するよう設計されている。

基地は専ら年に 3・4 回の割合で行われる極軌道と高傾斜角の衛星を担当している。

NMD (国家ミサイル防衛) プログラムの一環として予定されるミサイルテストのために基地を使用するという提案は、代替収入を保証する方法として考えられるかもしれない。

打上げロケット (ジュピターからサターンへ)

1990 年代に開発されていた少数の軽量打上げロケットとは別に、従来の米の宇宙ロケットはすべて 1950 年代に設計されたジュピター (米陸軍)、レッドストーン (米海軍) およびトール (米空軍) のような中距離弾道ミサイル (IRBM)、あるいはアトラスとタイタンのような大陸間弾道ミサイル (ICBM) から派生している。

ジュピター C は 1958 年 2 月に米国初の衛星を軌道に乗せたが、それ以上の開発は行われなかった。レッドストーンから派生するヴァンガードは早くも 1960 年にはスカウトライト 打上げファミリーになった。

これらは NASA と米国国防省の為に Vought Aircraft Industries によって製造された。

ヴァンデンバーグ、ワロップス、サンマルコからの 110 機の軌道衛星（11 回の失敗を含む）を打上げ、4 段式固体推進剤のパワー出力を増加させる為の一連の改良を終えた後、1994 年 5 月 9 日、最後にスカウトが打上げられた。

NASA のために米の企業ダグラスによって製造された中距離弾道ミサイル（IRBM）トールは、1960 年のトール打上げロケットの基になった。

その開発能力は 1958 年から 1980 年の間に 30 回の失敗はあるものの 238 機の打上げロケットを地球軌道にのせるために 20 を超える改良版が使われたという事からも証明されている。

それは 1960 年、デルタ領域のロケットの基にもなった。1989 年にデルタ 2 型に代わる前は、この範囲内でも、実に 30 を超える変形型があった。

デルタ 2 7920 は 9 段式固体推進剤と 2 段式の液体推進剤を備えていた。一方、デルタ 2 7925 は 3 段式固体推進剤とさらにペイロード・アシスト・モジュール PAM-D を備えていた。

軽装備の発射装置の計画（Delta-Lite で、今のボーイング社）がしばらくの間存在していたが、このクラスにおいて MDD はブースタを減らしたデルタ 2 の変形型（3 回の heliocentric 打上げのデルタ 7425 や 1 回の cometary 打上げのデルタ 7426、Globalstar 用に 5 回打上げたデルタ 7420）を好んでいたようだ。

デルタ 3 はデルタ 2 と EELV(発展型使捨てロケット)をつなぐ役目をしている。先端を縮められたデルタ 3 はデルタの第 1 段を拡張して以前より長くなったブースタと、アテナの発展型使捨てロケットでも使用されていた低温の第 2 段式を使っている。（図 6.23）

全体で 282 機のデルタの打上げが 2001 年 1 月 1 日までに行われた。その内、失敗は第 1 回目のデルタ 3 を含めたたったの 10 回だけであった。

アトラスは、GD(後に LM に吸収された)によって作られた同じ名前の ICBM に由来する。それは 1.5 段式の打上げロケットで、ロケットの中心には 3 つのエンジンに供給するため灯油と液体酸素を蓄えており、157 秒間動いた後に 2 つを切離す。

米空軍は小型軍事衛星（アトラス E、アトラス F）を打上げるため 1965 年から ICBM から派生した打上げロケットを使用してきた。このタイプで最新型のもの（アトラス E）は 1995 年 3 月 24 日に打上げられた。

2 段式のものを含むアトラスの最も強力なもの：

最も古い型は 1959 年からロッキードによって製造されているアジェナである。それは非対称ジメチル・ヒドラジンと IRFNA を使った液体推進剤の段階と、ビッグバードと KH 11 の前身である軍事用偵察衛星を基礎とした軌道に残る為の機構の二役を務めた。それはジェミニ・ミッションの準備においてドッキング・ターゲットとしても使われた。その再起動可能なエンジンは軌道修正や 1960 年からのアトラス - アジェナ間のランデブー・マヌーバや、タイタン 3B の第 3 段式を可能にした。しかし、アジェナ型は 1985 年以來使われていない。

最新機種は GD の Convair division によって 1966 年に製造された低温 Centaur 型で、

世界初の液体水素 / 液体酸素の段である。Centaur はアトラスの第 2 段式にだけでなく、このバージョンの 1 つはタイタン 4 のオプションで、もう 1 つはスペースシャトルに装備するように設計されたが 1986 年に取りやめられたが、デルタ 3 の第 2 段に使用されている。

現 Atlas Centaurs はアトラス とアトラス の変形で、以前のアトラス に比べて第 1・第 2 段が長くなっている。後者の最後の使用は 1997 年 4 月 25 日であった。アトラス A は、エンジン 2 基を備えたより強力な Centaur 段を持っている。

また、アトラス AS はアトラス A に Castor A 固体ブースタ 4 基を加えたものだ。アトラス A およびアトラス B (もしくは 2AR と 2ARS) は EELV 発展型使捨てロケットへと移行しつつある。

2000 年 5 月のアトラス の発射は、露の RD-180 エンジンを装備した新しい第 1 段の出現を印した。これはアトラス V の EELV 発展型使捨てロケットの共通中核ブースタになる予定である。

アトラス B は 2 つのエンジンを持つバージョンと同様に新しい単一エンジンのバージョンにおいても the Common Element Centaur (extended Centaur の第 2 段) の試験に使われるだろう (図 6.24)。

最終的には、2001 年までに失敗 29 回を含め 310 回のアトラスロケットが打上げられた。現在提供中の従来型打上げロケットの最終シリーズは LM 社のタイタン・ファミリーである (図 6.24)。それは、ジェミニミッションのためのタイタン 2ICBM の適合化改造から始まった。

打上げは 1964 年 4 月に始まり、1966 年 11 月に終了した。しかしながら、退役したタイタン 2 ミサイルは軍事目的での発射を提供するために 1988 年から再使用が始まった。基本バージョンはタイタン 2G であるが、強化モデルとして 2~8 基の Castor 4A booster の central core を付加したタイタン 2S や 2 つの液体推進剤ブースタを追加したタイタン 2L が考えられる。

タイタン 3 打上げロケットの基本シリーズは 1964 年 9 月に発表された。液体推進薬 (UDMH と四酸化二窒素) を使用する 2 段式の central core は、より長くより強力なタイタン 2 バージョンである。

このシリーズは、第 3 段部分 (既にアジェナやセンタウアで言及されたものとは別に、central core と同じ推進剤を使用する、再出発可能な Transtage がある) に幅広い選択性を持ち、オプションの固体ブースタや単一または多数の発射が可能な 4 タイプのフェアリングが用意されている。

このシリーズで最新のものはタイタン 34D (1982-1989) である。第 2 段の拡張とフェアリング改造により 4m ほど長くなったタイタン 34D は商業用タイタン 3 となり、1990 年 1 月 1 日に初フライトを行った。

タイタン 3 の第 3 段部分はペイロード・アシスト・モジュール (PAM)、遷移軌道範囲 (TOS)、

低軌道あるいは移動軌道用の慣性誘導式上段（IUS）および静止軌道用の Transtage であった。

タイタン 3 はコストが高く、商業用には適していなかった為、1992 年 9 月 25 日以来使用されていない。最後に、1989 年 6 月 14 日初フライトを行ったタイタン 4 が唯一軍사용 打上げロケットとして使用されている事を述べておく。

タイタン 4 は、タイタン 34D のブースタおよび第 1・第 2 段を拡張したものである。タイタン 4 シリーズで、タイタン 403, 404, 405 は第 3 段なしで、また、タイタン 402 は IUS と、タイタン 401 はセンタウアと共に使用することができる。

1997 年には、さらに強力なブースタを持った最新バージョンのタイタン 4B が発表された。興味深いアポロ・プログラム(The challenging Apollo programme)は、非常に強力なロケットの作成を要求した。これは 1959 年から 1967 年の間に W.フォン・ブラウン・チームの支援を受け、NASA によって達成された。サターン・ファミリ（サターン B および C）は軍用ミサイルに由来しない初めてのロケットである。

最も強力なバージョンであるサターン C は高さが 111m もあった。その第 1 段式は直径 10.06m で、合計の推進力 38,000 kN であったが、低温の第 3 段は直径 6.6m で、推進力 890 kN であった。

1972 年に回収可能な宇宙輸送システム（スペース・シャトル）開発が決定した時点でサターン開発は断念された。

サターン C による最終フライトは 1975 年のアポロ - ソユーズのランデブーであった。サターンシリーズのロケットは 26 の任務を失敗無く遂行した。

小型打上げロケット

米空軍による援助および財政支援を受けて民間企業で既開発、あるいは開発中の軽量打上げロケットの拡散が起こっている（図.6.25）。

これは以下の要因が組合わさった事による。それは 1986 年の米の打上げロケットの不足と衛星の着実な小型化、ミサイル転換の政治的混乱である。

ペガサスはヘラクレス・エアクラフト（HA）によって発表された小型発射手段である。

それは 1987 年から 1990 年の間に、Orbital Sciences Corporation（OSC）と HA（後にアライアント・テクシステムズ社となった）によって開発された。

その原型は 1990 年 4 月 5 日初フライトから 6 回の成功を収めた。延長された XL バージョンは、1996 年 11 月に 2 つの失敗とペイロード分離問題を抱える困難な出発だったが、その後は問題なく機能した。

同型の打上げロケット（XL）にはさらに第 0 段が加えられ、地上からの打上げが可能になった。

そうして、それは特に事故もなく、1994 年 3 月 13 日に初飛行を行ったタウルス打上げロケットになっている。

2000年1月からのミノタウア・バージョンがミニットマン2の2つの第1段を装備できたのと同様、XLおよびXL/Sバージョンも2つのAlliant GEMあるいはキャスト4A XL外部取付け式ブースタを備えることが可能である。

タウルス第0段はサイアコール社によって製造されたピースキーパ弾道弾(軍用)やキャスト120(商用)の固体推進剤の第1段を適合させたものである。

いくつかの軽量もしくは中量の打上げロケットがこれらの要素や同一メーカーからのキャスト4A、4A XL、4Bブースタ、およびUnited Technologies Chemical Systems Divisionによって生産されたOrbusと呼ばれる小さなアポジモータを使用し、開発済み、もしくは開発中である。

LM社は、キャスト120とキャスト4A、Orbus 21Dを組合わせてLM打上げロケット・ファミリ(アテナと改名)を開発している。1995年8月のLMV1の初飛行は失敗したが、1997年の成功へとつながった。アテナ2は1998年1月7日の初フライトを首尾よく成功させた。それらは発射場を多様化する、意味のある作業であった。

ヴァンデンバーグとケープカナベラルから発射されていたアテナは2001年にコディアック・スペースポート宇宙船発射場から発射され、US DoDおよびNASAの実験衛星を軌道に上げた。

それと並行して、E Prime Aerospace社は戦略兵器削減条約(START)によって設けられた制約を回避し、かつ純粋に商用打上げロケットを生産するためにピースキーパの第1段と第2の段を改良しEagle rangeの開発をしていた。

1999年の初期の技術開発に続いて、現在の一番の主要問題は資金援助を得る事にある。

コネストーガ打上げロケットの場合は、この種のプロジェクトへの融資に関する障害をよく示している。

キャスト4Bの組立からのコネストーガの軽量打上げ機ファミリを構築するプロジェクトは、スペース・サービスズ(SSI)社によって始められた。

1990年にEERシステムズ社は、SSIを買収する意思を表明した。しかし、1995年10月23日の打上げ失敗はこの計画を終らせた。

調達資金の不足ために中止されたもう1つのプロジェクトはCTA社のプロジェクトであった。

彼らの軽量打上げロケットOrbex 7Eはキャスト4A XLの第1段および2基のOrbus 7S段から成っていた。それらは標準化された製品を使用しておらず、さらに2つのプロジェクトもまた安定した調達資金を得る事が難しくなった。

2つのプロジェクトとは米ンロケット社のAquilaとエアロアストロ社のPA 2である。Aquilaは液体酸素で固体燃料を酸化させるという斬新なプロジェクトである。

1986年と1993年の間に行なわれたテストは結着的だったが、第1段を構成する2つあるいは3つの要素を備えたAquila 21と31という2つのバージョンが計画された。2つの液体推進剤の段を持つ軽量打上げ機を計画しているPA 2プロジェクトは現在援助または

契約を求めており、打上げの可能性がありそうなスウェーデンとオーストラリアでは特に熱心に探している。

軽量打上げロケットの急増は小型通信衛星と地球観測衛星のブームに直接関係している。中でも最も強力なものを1機打上げるのに約2500万ドルと広告されていたが、この新しいクラスの打上げロケットは従来の競合者に比して3分の1にコストを削減することができる。

自社の衛星を打上げることが必要な場合、OSC社およびLM社は共に既にいっぱい注文を活用することができる。

OSC社は軌道上へOrbcomm衛星を上げるためにタウルスとベガサスを使用する。一方、LM社には小型実験用観測衛星の顧客がいて、その成功率はまちまちであったがルイス、RocSat、イコノス1および2を既に打上げていた(ルイスおよびイコノスは失敗だった)。また、これらの打上げロケットの活動は民間セクタに制限されなかった。協定は原則として、アテナを使用して、早期警戒衛星を低地球軌道に乗せることが出来る次世代型ロケットの打上げに関するものだった。

このような成長にもかかわらず、小型衛星プロジェクトに関するプログラムにはまだ多くの不確実性が伴うことを忘れられてはならない。それらが軍事用であれ民間用であれ、わずかな数だけが生残るだろう。

政府関与の役割もまた過小評価されてはならない。政府関与は単に商業的な見地からだけでなく、むしろ公の研究開発ガイドライン、もしくは、国家安全という新しい概念によるので、このようなプロジェクトを長期的な制約にさらす傾向がある。

予想通り遅れは出るにせよ、特に政治権力の向上の為に使用を防ぐため、ミサイルから派生したロケットの競争は、重要であるかもしれない。

1m分解能の民間初の観測衛星アーリーバードは、露のSS25ミサイルを改造したスタート1によって1997年12月に打上げられた。

発展型使捨てロケット(EELV)プログラム

発展型使捨てロケットプログラム(EELV)においては、主要な米のメーカーが互いに競合し、様々なプロジェクトを立てている。

そのうちの2社であるLM社およびボーイング社は、1999年1月にペンタゴンによって共同で選ばれ、それぞれ7機と21機のロケットの注文を受けた。

どちらの場合においても、製品は全般に共通の基礎的なモジュールによって構築されたミディアム・リフト打上げロケットを含むモジュールから成っている。基礎的なモジュールとは、低温の第2段を提供する1つ以上の中間発射ロケット、および2つの第1段階と同等の2~4個取り付け式ブースタをつけた1つ以上の重い発射ロケットである。

LM社は、アトラス・ラインを徐々に変形する事を選んだ。もしフレームワーク内で露の企業 Energomash との協定ができれば、これらの打上げロケットは、the Common Core

Booster (CCB)として可変制御エンジン RD-180 を組込む予定。

これはもともと露の月用ロケット N1 の為に開発された。すでにアトラス でテストされ、それは現在 Energomash によって露で製造されているが、今後はウェスト・パームビーチでプラット&ホイットニーによって製造されるだろう。

2 社間の RD Amross と呼ばれる合併事業は、この目的のために作られた。

アトラス 400 は第 2 段階として the Common Core Booster と the Common Element Centaur を備え、アトラス 500 シリーズはこれにさらに 1~5 個のブースタが追加されている。後者はエアロジェット社の固体ロケットモーター (SRMs) である。

アトラス Heavy は 3 つの the Common Core Booster を使用している。デルタ 4 においてボーイング社は、デルタ 3 の低温段の部分をわずかに改造して使用する予定。基礎的なモジュールは全く変わって、低温型になるだろう。2~4 個の吊りタイプのものが中型および中間バージョンを変化させるために使用されるだろう。

再使用可能な打上げロケット

宇宙輸送システムは元来、完全に回復可能な打上げロケットを想定していたが、1981 年に設計されたシステムでは結局、部分的な再使用だけが可能であった(図.6.27)。

財政的制約により 3 つの分離可能な要素 (うち 2 つは飛行中に投捨て) から成るデザインになり、それは実際のシャトルで唯一完全に再使用可能なものとなった。

宇宙輸送システム (STS) の 3 つの構成要素 :

スペースシャトルあるいはオービタはロックウェルによって製造されていた。それはエネルギーによってペイロードを運んだソ連のシャトルと異なり、3 基の低温エンジンを推進力として、発射システムに必要な部位を構成していた。他にも 6 つの異なるシャトルが作られている。企業は、非軌道テストを行う役目のみを任された。

チャレンジャーは 1986 年 1 月 28 日の発射後に破壊したが、コロンビアとディスカバリ、エンデバーが残った。

シャトルは 2~8 人の宇宙飛行士の輸送が可能で、ペイロードを運ぶ為の 4.5m x 8m のカーゴベイも備えている。ペイロードはフライトの間、カーゴベイに残して、カーゴベイをシャトル近くの軌道上に置いておき、ミッションの終了時やミッション後半に回収することができる。

カーゴベイは、従来の打上げロケットの最終段と同じ役目を果たす推進モジュールを使用して、他の軌道に挿入することもできる。(実際に IUS や PAM-D、伊の IRIS のようなモジュールは両方の役割も果たす事が出来る。)

シャトルは 15m の長さの連結式のアームと、カナダ製造の遠隔マニピュレータ・システム (RMS) を装備している。それは衛星の回収や、操作に使用される。

マーティン・マリエッタの製造した 2000 m³ の液体水素と酸素を含む外部タンク (ET) はシャトルの主エンジンに必要なものである。

2つの固体ロケットブースタ(TRBs)がモートン・サイアコールによって製造された。それらは燃焼 120 秒後にパラシュートで海に落下させられるが、原則的にはおよそ 20 回使用可能である。安全性の面から、それらはほぼ完璧に分解され、部品は別々に復元される。

事故以前よりもゆっくりとしたペースではあるが 2 年の空白を経て、1988 年 9 月 29 日スペースシャトルは再度フライトを回復した。NASA の予算上の困難(スペースシャトル 1 機のフライトに 350 百万ドルと見積もられる)や厳しい安全制限およびフライト間のメンテナンスの長さ(耐熱保護タイルやエンジン中の腐食などの修理)は、1 年にたったの 10 回程度しかフライトが行えないことを意味している。これでは民間通信衛星打上げの余地はほとんどない。

今日、IDS を実行するための打上げを奪われ、NASA は維持することを次第に困難に感じ、スペースシャトルは重荷になってしまった。実際に NASA 予算のおよそ 4 分の 1 がシャトルに使われている。

NASA はシャトル運用を民間企業の United Space Alliance に託することによりコストを削減したいと考えている(USA 社はその目的の為に作られた)。この単純な下請け協定では、初期段階においては少なくとも、シャトル便の純粋な販売ということは考えていない。その運用が度々の政府のフライトに並行して実現可能であると考えている限り、この予想は潜在的な収入源として単に NASA が言及しているに過ぎない。1994 年 8 月 5 日の大統領指令によれば、宇宙輸送政策と名づけた再使用可能な次世代型ビーグルが NASA の検討下にあった。そこには 2 つの別個のタイプの計画が想定されていた。

1 つ目は X33 と呼ばれ、1 段のみで低軌道(単一段で軌道へ、SSTO と略)に到達できる完全に再利用可能な宇宙機の実現可能性を探求する物であった。いくつかのプロジェクトに対する入札招請の後、NASA は LM 社の Lifting Body 案を採用した。Rocketdyne 製造の 2 基のリニアエアロ・スパイク・エンジンで宇宙機を推進することになっていた。これらは大気中と機内搭載の酸素の両方を消費する。それは従来のロケットのように垂直に離陸し、グライダーのように着陸する。

NASA は X 33 Flying Demonstrator 用の準軌道の試験飛行に融資するための 10 億ドル程度の投資計画を立てていた。また、最初の計画は 1999 年の初めに実施された。その一部に LM 社はプロジェクトに 2 億 2000 万ドルを当てる予定であった。この研究プログラムの終りに、LM 社はこのタイプの宇宙機の商用適用品の開発を期待した(the Venture Star project)。

しかし、2001 年に米政府は、そのプロジェクトを落し、シャトルの改良に向けて方向転換していくことを発表した。

X34 プログラムの狙いは、低軌道に 1000t ~ 1200 t のペイロードを運ぶことが出来て、重さ 54t、長さ 27m の再利用可能な第 1 段を装備した 2 段式打上げロケットのプロトタイプを実現することであった。

初期段階では、ハイブリッド・エンジンが開発されるまで露の RD-180 を使用していた。

このプログラムの1つの斬新さは資金調達および開発の両方用に、OSC社やロックウェルのような製造業会社が深く関わっていることである。

NASAは技術的支援の役割に制限された。ここに事業全体としての難しさが集約されている。

1996年2月まで不信と遅延が広まっていた。企業パートナーの初期の撤退の後、NASAはそれほど野心的でないプログラムの中に新しい協力関係に加わるように彼らを招いた。

OSC社によって作られた長さ18mプロトタイプは材料及び構造の試験に準備され、2回の空中発射テスト(airborne launch trials)が予定された。しかし、2001年、NASAはOSC社が新たなパートナーを選ぶように残したまま、そのプログラムから撤退する最終決定を下した。

NASAの次世代型再使用可能な打上げロケットへの投資は今、2001年に設定された新しいプログラム、宇宙打上げ構想(SLI)へ向けられつつある。

新たな打上げロケットの設計と開発のため様々な制約がされているこのプログラムの目的は、現存するすべての企業プロジェクトの再評価である。実物大の開発に対する最終選択は2005年頃に行われるだろう。

2005年までにトータルの予算は5億ドルを超え(新プログラムへの融資だけでなくシャトルの安全性向上のための資金も含む)、SLIによってNASAが現在の全ての計画が遂行されるであろう。この援助から利益を得るものの中で、再使用可能なK1打上げロケットを開発しているthe Kistler Aerospace Corporationのことは話しておく価値があるだろう。

これらの最初のもはネバダテスト基地からの打上げの認可を待ちつつ、すでに発射台が建設中である豪州のWoomeraから打上げられることになるだろう。

K1打上げロケットはlunar programmeのために開発された露のNK33とNK44エンジンを使っている。LAPとOVという2つの段部分はパラシュートとエアバックにより壊れずに地球に帰ってくることになっている。

このプログラムに関わる7つの下請け会社の中には、タンクを作っているLM社や、エンジンを作っているエアロジェット社など、いくつかの大きな会社がある。(図.6.28)。低軌道を越えるために打上げロケットはいわゆるアクティブ・ディスペンサという回収不可能ではあるが第3段に相当するものを使用した。それは実際には到達可能範囲内の惑星でのミッションになり得るだろう。

K1はISSへの積荷輸送任務にも利用できる。

Vought社と共同でKelly Space and Technologyが考案したAstrolinerプロジェクトなど、上記の他にも様々な民間でのプロジェクトが研究下にある。ペガサスのような小型の再利用可能な打上げロケットは航空機を発射プラットフォームとして使用し得る。

図 6.18 ケープ = カナベラル配置の SPOT 画像

NASA がアポロ計画の為に作ったケネディ宇宙センタは現在、STS や ISS を運行させる中心的役割を担っている。

スペースシャトル・テクニカルゾ区域：2つの発射台（LC-39A、LC-39B）、STS 整備組立棟（VAB）、打上管制センタ（LCC）、STS 用予備部品を管理するための補給施設（LF）、図書室や素材の参考書がある Operation Support Building（OSB）、軌道衛星のテストやクルーのトレーニングの為に Processing Control Center（PCC）、軌道衛星を準備する為にオービタ整備工場（OPF）、耐熱保護タイルの修理と組立の為に熱防護システム施設（TPSF）、固体ロケット・ブースタを準備する Rotation/Processing Facility（RPF）。

KSC の産業ゾーン：本部（HDQS）、受入れや組立、水平荷重のテスト、クルーの駐留といった運用&チェックアウト（O&C）、受入れや組立、上層段を含む垂直ペイロードのテストを行う垂直（VPF）組立施設、燃料補給や打上設備とペイロード火工品の取付けを行う Spacecraft Assembly & Encapsulation Facilities 2（SAEF2）、重いペイロードと固体推進系段に関連した燃料搭載と火工品の取付けを行う Payload Hazardous Servicing Facilities（PHSF）、その他のペイロードを搭載する宇宙ステーション処理設備（SSPF）。

ケープカナベラル空軍基地（CCAS）は、1989年頃からタイタン・デルタ・アトラスの打上げを行っている米空軍基地である。SAEF2 や PHSF のようなケネディ宇宙センタの施設とは別に、NASA によって衛星やペイロード設備の為に使用されている AO, AM, AE, L, S やペイロード・スピントテスト施設（PSTF）、燃料搭載や衛星火工品の取付けを行なう耐爆安全区域 60A（ESA60A）がある。

米空軍基地には更に Titan technical zone があり、ケンタウルスのセンタコアを組立てる垂直組立棟（VIB）、慣性誘導式上段ロケットブースタを組立てる Spacecraft Processing Integration Facility（SPIF）、分類されたペイロードの為に VPF 施設、ブースタを準備する為に Solid Motor Assembly and Readiness Facility（SMARF）、Launch Operation Control Center（LOCC）、Satellite Assembly Building（SAB）が備わっている。

図 6.19 ケープカナベラルの SPOT 衛星画像

図 6.20 ヴァンデンバーグ射場配置の SPOT 衛星画像

南北両方の基地は第 30 宇宙航空団によって運営されている。北ヴァンデンバーグは重要なミサイル基地であるが、唯一デルタの発射台を保有している。ヴァンデンバーグの南北両施設（SLC）は打上げロケットと衛星の準備に必要なすべての施設を保有している。

SSI 施設は広範囲に分散配置されている。その中には、Solid Rocket Motor Facilities（SRMF）、Solid Rocket Motor Storage Facilities（SRMSF）、Payload Preparation Room となる Integrated Processing Facility（IPF）、Operation Support Building（OSB）が含まれる。

る。

図 6.21 ヴァンデンバーグ射場の SPOT 衛星画像

図 6.22 ワロップス宇宙センタ

図 6.23 マクダネルダグラスによる従来型打上げロケット：デルタ 2 とデルタ 3

図 6.2 2001 年に使用中または開発中であった米の打上げロケット

図 6.24 LM 社による打上げロケット：アトラスとタイタン

タイタン 403・404・405 は上段を除いてはタイタン 402 と同じである。タイタン 403 はヴァンデンバーグからのフライトを示し、タイタン 404 は短いフェアリング(15.25m)を示し、タイタン 405 はケーブルカナベラルからのフライトを示した。

図 6.25 新型軽量打上げロケット

図 6.26 発展型使捨てロケット(EELV)計画の打上げロケット

図 6.27 宇宙輸送システム(STS)

図 6.28 K1 打上げロケット

第 1 段は Dvigatel が設計した露の NK33 エンジン 3 基によって構成されている。その他が切離された後も中央エンジンは弾道回収軌道を行なう。第 2 段は NK33 を改造したものと軌道上マヌーバのエンジン 2 基を備えている。これらは円軌道上でペイロードを得て、1 日後に軌道からはずす為に再点火され、基地近傍に戻す。2 つの段部分にはパラシュートとエアバッグが装備されている。第 2 段は熱防護がされている。

06.2 欧州

欧州は宇宙開発において、独自性を持つことを重要なポリシーとしている。近年の欧州では、宇宙開発を重要な戦略的分野であると位置付け、多額の投資を行ってきた仏が広く支配的な立場をとっている。欧州は海外の仏領に射場を一つ、打上げ用ロケット (Ariane) を1機保有している。1機とは言っても、幾つかのバリエーションが存在する。過去においては、国際的ロケット市場で支配的なシェアを持ち、極めて有利な環境にあったが、今日においては国際競争に直面しなければならなくなった。

今日における重要懸案事項は、欧州の産業を宇宙開発にどのように組込んでいくかということである。米の例に倣い吸収合併による産業の再構築を図るか、あるいは国際協調的な枠組みを構築するか、特にロシアの企業との協調を図るかということである。

これについては欧州の宇宙基地の将来を見据え、経済性のみならず戦略的独立性への要求を考慮し明確に方針を決定せねばならない。

ギアナスペースセンター (the Guiana Space Center GSC)

アルジェリアの独立により、Hammaguir にあった主たる射場を失ったため、1964年4月に仏政府は《Kourou》の近くにギアナ・スペース・センター(GSC)の建設を決定した。Hammaguirの射場ではルビー、トパーズ、エメラルド {【Rubis, Topaze, Emeraude】} などと名づけられた仏の初期のロケットの発射計画に使われた。GSCは仏の国立宇宙開発局 CNES の責任の元に建設され、1968年の気象観測ロケット Véronique の発射から稼働可能となった。これ以前にも衛星7機がロケット Diamant (図6.5参照)により打上げられているが、GSCの使用は、欧州宇宙機関 (ESA) での合意に基づき Ariane の開発と密接なつながりを持つ。

1975年に仏はGSCの共同利用をESAに申し出た。これを受け、ESAはArianeの為に新しい施設への融資に合意し射場基地の年次予算に対して寄付を行った。これにより、ロケットの発射装置や製造ユニットの製造資金だけでなく、発射のオペレーション {launch campaigns} にも必要となる活動や投資 {the operations and investments} などの資金調達が可能となった。

射場はギアナ海岸の Kourou と Sinnamary の間にあり、熱帯地域に位置し、高い確率で雲に覆われた地域である。周囲をマングローブの湿地に囲まれた海岸の砂州の上に建てられている (図6.30)。

人口の少ない地域であるため、海岸線 52km、面積 850km² を有し、周囲の住民や施設を脅かすことなくあらゆる方向への発射が可能となっている。更にこの地域はハリケーンや地震の危険性も低い地域である。ほぼ赤道上に位置しており、理想的な静止軌道発射に優れた立地条件であるだけでなく、GSCは極軌道にも良い立地である。

どちらにおいてもロケットは大西洋上空を飛行する (図6.29)。

赤道発射のために、ロケットや衛星の正確な位置を計測する追跡ステーションが3つ配置された。ブラジルの Natal に、NASA/DoD の運営により大西洋沖英領アセンション島に、そしてアフリカの海岸沿い Gabon の Libreville に配置された。

極軌道発射には、NASA の追跡局を2つ使用しており、英領バーミューダ諸島の局と米の Wallops の局である。

GSC は、全施設において完全に整備された宇宙基地であり、レーダ追跡ステーション、隣接する丘の上にレーザ測距局、気象観測局、遠隔破壊施設などを備えている(図 6.31、6.32)。GSC の発展により Kourou の中心部は都市化された。Kourou 川河口には港と空港がある。＜仏の一部であるギアナにおける＞仏とギアナの社会経済的な均衡は、欧州からの投資が永続的なものとなり射場が好ましい状態で運営されるかどうかを決める重要な要因であるので、仏領ギアナにおいて領土内の経済的成長を促進するようなあらゆる努力が宇宙産業以外の分野でも並行して行われるであろう。にもかかわらず、今日においても支配的活動が残っている。

Ariane 発射用複合施設 (ELA1,2,3) とペイロード準備区域 (EPCU) は ESA に帰属する。これらは Arianespace という会社によって保守、運用されている。最近では、現施設規模を2倍にし、将来の Ariane 5 計画のために設計した新しい EPCU (S5) の建設に着手している。

欧州は新たな米との競争に立向かえる立場を維持することに熱心であり、そのためには Kourou 基地の幅広い利用方法について良く考えなければならない。露政府の依頼による Kourou からのソユーズ Soyuz の発射は新しい政治戦略的広がりを具体的に示すものである。

もし赤道上のサイトからの Soyuz の打上げが可能となることで、静止衛星発射の分野において Soyuz が Ariane にとって手ごわい競争相手になるのであれば、これは簡単な決断ではない。しかし、基地を持つという優位性を生かして Starsem によって市場に出された外国のロケットを受入れることにより、基地はより利益を上げることができ、更にそのことにより競争力を備え、競争自体をコントロールしていくことができるかも知れない。

この2番目のアプローチは2001年夏の発表をもとにしたものである。最終的な決定は2002年になされる。

Europa 計画

欧州のロケット開発の歴史は長く紆余曲折を経たものである。第二次大戦後、宇宙用打上ロケット開発への長期的な目標を持ち、弾道ミサイル計画を立てることのできる国は、欧州では英仏だけであった。

英は、Black Arrow という軽量のロケットを開発した。Black Arrow は、上部2段(液体ロケット燃料段)にミサイル Black Knight を搭載し、第1段(固形ロケット燃料段)に気象観測ロケット Skylark を搭載した。Black Arrow は1973年に廃止されるまでに衛星の発射を2度行っただけである。豪州の Woomera 基地から1970年(失敗)と1971年に行った。

仏は実験用ミサイルをシリーズで生産したが(ルビー、トパーズ、エメラルド)これによ

り3段型のロケット Diamant の発達が促された。第1段は液体燃料を、上部2段は固形燃料を使用した。この計画が1962年に始まり1975年に廃止されるまでの間に、12回の発射が行われた。最初は Hammaguir で後は Kourou で行われた。

宇宙開発における国家的活動を欧州の計画に集中させようという初の企画が1962年に作られ、1964年2月29日の欧州ロケット開発機構 (ELDO) の設立につながった。参加国は英、仏、独、伊、ベルギー、オランダである。英は欧州 Europa 1 計画の幹事国であり、Woomera 基地を提供した。

ロケットの第1段には the Atlas ライセンスの元で製造され1960年に機密解除された Blue Streak ミサイルが選択され、他の2段は仏の Coralie と独の Astris であった。

1970年の Europa 2 計画では、かなりの変化がもたらされた。

発射基地が Woomera から Kourou に変更され、静止衛星の発射用に第4の段が加えられた。しかし試みは全て失敗に終わった (Woomera で10回、Kourou で1回)。参加国間の不和により1973年に計画は廃止された。ELDO は解散し、代わりに ESA が設立されることとなった。

ヨーロッパの打上げロケット Ariane

打上げロケットの開発について ESA は、1972年に CNES を主契約者として仏が着手した Ariane 計画を採用した。

仏が出資金の63.87%を負担し、それ故に欧州独自の発射施設開発において主要勢力となった。

Ariane 計画においては、最初の Ariane1 の発射が1979年に行われ、続いて Ariane 2 , 3 (1984~)、Ariane 4 (1988~)、Ariane 5 (1996~) と行われた。

米がスペース・シャトルにおいて排他的開発を行い、またソ連がまだ国際市場へ参入していなかったため、欧州は有利な経済的環境にあった。欧州はすぐにトップのポジションに上り詰め、Ariane は欧州のロケット開発において象徴的な存在となった。

Ariane の商業的な運用は原則として欧州の Arianespace という会社に一任することが1980年に決まり、1984年から実運用が始まった。

2001年には、この会社の株主は、CNES を含む12の国と宇宙及び電子産業メーカー、銀行など、合計43を数えるに至った。Arianespace は製造、マーケティング、発射のオペレーションおよびインフラ設備の維持管理までも含むサイト全体の運用を請負っている。

最初の4世代に渡る Ariane は、ステージの延長や、ミサイルの補助推進装置 (ブースター) {[booster]} の継続的追加により、発展した。最初の2段は液体燃料を使う。UDMH と四酸化窒素を Ariane 1 に、UH25 (UDMH とヒドラジン (窒素と水素の化合物) の混合物) と過酸化窒素を Ariane 2 , 3 , 4 に使用した。第3段は極低温である。

現行バージョン、Ariane 4 はブースターとフェアリングの選択によりペイロードに適合化することが可能である。ブースターの選択により6種の構成が可能である (図6.33)。

ペイロードは、フェアリングと SPELDA Ariane 多重発射用外側軸受け (フェアリング) 構造

の組合せにより達成できる。フェアリングは短、中、長3つの型がある。SPELDAはミニ、短、長の3種類あり、長、中フェアリングと第3ステージの間に挿入する。わずかに長めのバージョンのミニ SPELDA が1996年に開発された。

Ariane 3から引継いだ Ariane デュアルローチンシステム (SYLDA) 又は ASAP (Ariane 補助ペイロード構造) に、中、長フェアリングが装備されたことにより、大型衛星と同様に50kg未滿の衛星を6個同時打上げできるようになった。

1992年の第3段の延長(H 10+)、1994年の更なる修理(H 10-3)により、打上げロケットの輸送容量は9~15%増加した。

Ariane 4は2003年にサービスを停止し、Arianespace社による商業的発射は、Ariane 5により行われる。

Ariane 5計画は1985年に実行する事が決定された。1996年1月の初フライトは失敗したが、その後2回の試験フライトは成功し、ロケットは1999年より商業化された。ESAはその用途を自由に決めることのできる、重量級の異なるタイプの4つのArianeを所有している。

その中には2つの大きな固形(燃料)ブースタ(補助推進装置)を側面に配した極低温の第1段と、高温で再点火可能な液体ロケット燃料の第2段が含まれている。短、中、長3つのフェアリングと、6つのバージョンのSYLDA(長さ4.9~6.4m)が存在する。フェアリングの長さは(4つの環状の延長部品を用いて)0.5~2mに調節可能である。

SPELTRA (Ariane 三重発射用外側軸受け構造)は5.5mと7mの2種が可能であり、第2段とフェアリング(静止軌道への複合発射用)の間に挿入可能である。

クラスタ状衛星装着装置であるASAP 5(Ariane 補助ペイロード構造5)のプラットフォームも、同様に利用可能である。

Arianespace社はコンステレーションから重量級ロケットまで、広範囲の市場をねらっている。

Ariane 5は、元々国際宇宙ステーション(ISS)へのアクセスを提供するためHermes shuttleを打上げるように設計された。ISSへのアクセス手段について数年に渡る試行錯誤の末、2003年から2014年の間に無人輸送ロケット{【unmanned transfer vehicles】}(ATV)9機をAriane 5から打上げる事を2002年に決定した。

Ariane のマーケットでの立場を維持し、より競争力を増し、将来のペイロードにより適合させるために、幾つかの開発を計画された。

2002年に計画されたAriane 5発展計画では新世代のVulcainエンジンにより搭載量が増し、同様に2002年に計画されたAriane 5 VersatileではVulcain2エンジンにより上部の段に改良がなされた。後者は多数回再点火能力をもち、それにより静止軌道と他の軌道に衛星を投入する時の融通性が増した。

更に先においては、2つのフェーズからなるAriane 5 プラス計画がある。2002年の第1フェーズではESC-AはAriane 5 Evolutionの第1段を再利用し、Ariane 4の第3段エンジ

ンをもった低温の上段を加える。2005 年の終わりに予定している第 2 フェーズでは ESC-B は、最もパワフルで静止遷移軌道に搭載量 12 トンになる。静止衛星の輸送軌道を通る。ここでは、よりパワフルかつ飛行中に多数回再点火可能機能を持つ新しい Vinci エンジンを使う(図 6.34)。

長期的視野の提供のため、CNES は【Ariane】2010 イニシアティブを提案した。これは二重の目的をもっており、打上げロケットプロジェクトと研究開発活動をいっしょに行なうものである。二重の目的とは：静止遷移軌道ヘデュアルランチのため搭載量 15 トンを達成する事、そして / または、Ariane 5 ESC-B を経由した 12 トン打上げのコスト 30%削減をする事である。

Ariane2010 は将来的発射技術計画 (FLTP) の開始点でもあるかもしれない。これは 2002 年から 2007 年に行う再利用打上技術計画を実証するため計画されている。

主要な目標のうちのひとつに軌道へのキロ当りの打上げコストを著しく削減する目的があるため、部分的または全体が再利用可能な打上げロケットと従来システムとの比較がなされるべきである。

その他の欧州小型打上げロケット

2000 年 6 月に、ESA の閣僚評議会において、欧州のロケット射場全体についての疑問が提起された。欧州の宇宙用ロケット開発戦略に関して、欧州製の中小の打上げロケットによって Ariane5 プラス計画は補完されるべきことを明記して、投票決議が行われた。

これら中小の打上げロケットは共通の要素 (各段、サブシステム、技術、製造ユニット、及び運用インフラ) から成り立つ。

これらは、P80 計画において開発された新しい固形燃料推進技術の恩恵を被るだろう。

小型打上げロケットについては、ESA は 2000 年の終わりに公式に Vega を選定した。Vega は 1996 年から伊が支持してきた軽量打上げロケットである (図 6.35)。

伊の技術は、特に BPD、Fiat Avio 小会社で 1996 年から使われていた固体推進薬にある。また、伊は 1966 年から偵察ロケット発射のための小さな射場も所有してきた。

それは改造された海底油田掘削用プラットフォームを 2 つから成っている。一つはのサンマルコ San Marco でロケット発射台として、もう一方のサンタリタ Santa Rita は管制センタとして用いられている (図 6.36)。

この基地はケニアの海岸から 5km 南緯 2.9 度の Formosa 湾に位置する。1966 年から 1976 年の間に科学衛星 8 機を打上げ、1988 年に 9 機目を打上げた。これらの内、5 機は伊、3 機は米、1 機は英の衛星である。

1988 年以降は基地は休眠状態で相応しい打上げロケットが無く、BPD は偵察ロケットを廃止できる Vega K0 のようなプロジェクトを提案してきた。

ESA は技術的ビルディング・ブロックの原理に基づき、Ariane 5 の第 1 段としてブースタを採用し、最終的に Vega を採用した。Vega は北半球で 2 番目に明るい星の名にちなんで名

づけられた。

2000年においてベガ計画には85%の財政支援が得られた。その内の20%はESA加盟国(スウェーデン、スペイン、オランダ、スイス、ベルギー)から、65%は伊と仏の共同出資による。

主契約者によるAerospatialeとFiat Avioの合併会社になろう、そしてArianespaceが市場調査を遂行するであろう。

Vegaの最初のは2005年に予定されている。Vegaは300kgから2トンの、極及び低軌道衛星を打上げることになろう。

KourouのELA1サイトから年4回科学衛星や地球観測衛星などを打上げが可能であるはずである。

当分の間、この任務は露と独の共同会社であるユーロコットEurockotにより販売され、Plesetskから打上げられる。Eurockotは2000年6月にStarsemと提携を結んだ。

中型の発射設備については、starsemは現在その魅力的な低価格と実証済みの信頼性からSoyuzを提案している。

2000年のESA委員会では、コンステレーションの市場を狙い純粋な欧州製打上げロケットの開発の為に、Ariane 5(P 230)と小型打上げロケット(P 80と第3段)から派生するコンポーネント利用を提案した。しかし、Soyuzは中型(この領域)に於いては特にうまくいっており将来性限られていると思われる。

再利用可能打上げロケット

2001年11月に、ESA評議会は1999年5月にドイツ不参加で決められた将来打上げロケット技術の計画の第2フェーズを決定した。これは主として研究開発を含んだものである。しかし、欧州としての長期的目標が未だ不明瞭である。二つの分野についてよく考える事が要求されている：軌道到達までの経費の削減を目的とする打上げロケットの設計と、ISSへのアクセスのための有人宇宙機(CRV)の開発である。一般的な了解事項として、欧州は再利用可能ロケット技術を避けて通る事はできないが、幾つかの競合する案があり、そこには(欧州外との)協力も含まれる。

図 6.29 ギアナスペースセンタからの打上げに使われた追跡ステーション

色付けされたゾーンは、《Kourou》からの主要な2つの発射方向の航跡に沿って配置された追跡ステーションそれぞれの追跡範囲を示す。極軌道発射の例として記されている秒数は1990年1月22日の【SPOT】2の極軌道発射のものである。SPOT: {[satellite positioning and tracking]}(位置制御追跡衛星)

-小窓内- ギアナスペースセンタからの主要な発射方向

水色：1970年から1975年までの【Diamant】ロケットの発射方向

-図中- ギアナスペースセンタ 【Galliot】ステーション 《Bermuda》 《Wallops》

《Natal》 《Assention》 《Libreville》

1746s. ミッション終了

1206s. 【UoSAT】 -D,E 切離し

1026s. 【SPOT】 -2 切離し

1006s. 軌道投入噴射（インジェクション）

288s. 第2ステージ切離し

230s. フェアリング投棄

158s. 第1ステージ切離し

第1ステージ切離し 214s.

フェアリング投棄 285s.

第2ステージ切離し 344s.

第3ステージフェイドアウト 1071s.

図 6.30 《Kourou》の【SPOT】写真

1996年9月28日撮影の【SPOT】写真。《Kourou》の北東15kmに渡り《Salut》の島々が見える。

図 6.31 《Kourou》の【SPOT】写真を元に作成した模式図

図の下方右隅の【Galliot】ステーションは追跡範囲4000kmの長距離追跡レーダ（【Bretagne】レーダ）を有する。

他に同タイプのレーダは写真の外、発射台から60km、《Cayenne》近くの《Montabo》の丘にある。追跡範囲600kmの短距離追跡レーダ（【Adour】レーダ）は気象ステーションから稼動する。GSCの施設は他の基地から発射されたスペースシャトルなどの追跡衛星にも利用される。

道路 技術建屋 追跡・通信 その他組立エリア マングローブ 大西洋
ELA-2:【Ariane】4発射パッド ELA-3:【Ariane】5発射パッド 休止中の発射パッド
上から- 採石場 追跡・遠隔測定ステーション【Diamant】発射パッド プレスボックス
《Carouabo》川 気象センタ アンテナ 気象衛星発射装置 RN-1旧道 小型飛行場技術センター
遠距離通信センタ 発電所 産業エリア オイルターミナル 港《Kourou》
《Kourou》川 《Pariacabo》 RN-1新道 《Montagne des Peres》レーダ 【Galliot】
ステーション 経緯映写無線受信機 {[cinetheodolite radio receiver]}

図 6.32 ギアナスペースセンタ施設詳細図

この図はCNESとGSCの資料に基づいて作成した図である。【the Ariane Launch Complexes】（ELA）はELA1からELA3まであり、ELA1は1979年から1989年まで【Ariane】1から3に

使用され、ELA2 は 1990 年から【Ariane】4 に、ELA3 は 1996 年 6 月から【Ariane】5 の発射パッドとして使用されている。

これらは、発射台、移動式保護マスト(防御塔) {[movable protective tower]}、へソ状の鉄塔(パラボラアンテナ) {[umbilical mast]}、最高機密の発射コントロールセンターから構成される。その他の略語は以下の通りである。

ZP:準備ゾーン

CDL:発射コントロールセンタ

BIL:発射調整建屋 BAF:最終組立建屋

BSE:固形(燃料)ステージ貯蔵建屋

BIP:固形燃料ブースタ調整建屋

BEAP: 固形(燃料)ブースタ試験所

UPG: 固形燃料製造建屋

-図注釈- 使用中発射パッド 休止中発射パッド 技術建屋 ペイロード調整施設
[launch vehicle] 組立装置 燃料貯蔵庫 固形燃料製造貯蔵庫液体酸素及び液体水素 {[liquid oxygen and hydrogen]} 製造貯蔵庫 固形燃料ブースタ製造所 [launch vehicle] 輸送線路 道路 樹木

図 6.33 【Ariane】[launch vehicle] 4 世代 各段で使用される燃料タイプ[nitrogen tetroxide-hydrazine]または誘導体 {[liquid oxygen and hydrogen]} 固形ロケット燃料

図 6.34 【Ariane】5 重い [launch vehicle] 各段で使用される燃料タイプ[nitrogen tetroxide-hydrazine]または誘導体 {[liquid oxygen and hydrogen]} 固形ロケット燃料

図 6.35 【Vega】 軽量[launch vehicle] ESA が最終的に選択した軽量[launch vehicle] 【Ariane】5 の P 230 ブースタを第 1 段として利用する。第 2、第 3 段には伊の【Zefiro】エンジンを搭載予定。【Zefiro】エンジンは伊の元々の計画 (K0 や K3) で搭載する予定だったもの。上位モジュールの【Attitude】と【Vernier】は、第 3 段発射後、第 4 段と軌道修正装置としての役割を果たす事になるであろう。

各段で使用される燃料タイプ 固形ロケット燃料 [nitrogen tetroxide-hydrazine]または誘導体

図 6.36 伊のサン・マルコ発射施設 インド洋のこの地域における潮の干満の差は平均 2m である。

表 6.3 2001 年までに欧州で打上げたロケット

名前 初回発射年月日 最終発射年月日

発射回数(01/01/2001 まで) ()内は成功回数ペイロード容量(kg)

LEO: 低空軌道,

GTO: 静止衛星輸送軌道,

GEO: 静止衛星軌道,

(300 km): 周回軌道高度,

(300-4000 k:m): 偏心軌道の近地点と遠地点,

(65°): 角度

全て《Kourou》から発射

06.3 日本

スペース・クラブの他の参加国とは異なり、日本ではいわゆる大学の運営計画のように科学技術的観点からその打上げを行ってきた。

第二次世界大戦以降 1952 年のサンフランシスコ講和条約までの間は、日本では航空分野におけるいかなる研究開発も禁止されていた。

しかし、(サンフランシスコ講和条約後の)1950 年代の初頭にはロケット分野における最初の研究が開始された。1955 年東京大学は国際地球観測年に参加すべく軽量ロケットの開発をスタートするした。しかし、この大学によるロケット開発はすぐに大きな論争の的となった。つまり宇宙開発活動においては、大きな投資が必要とされるため、それによる財政的な収益が考慮されなければならないが、開発内容の応用となると当然学問分野の範疇の外であるとの矛盾からである。

スタートから、大蔵大臣は勿論のこと、科学技術庁(STA)からも反対があったが、結局 1964 年 STA の監督下に宇宙開発促進事務局(NASDA の前身)および航空宇宙研究所(NAL)が設立されることとなった。また科学関係分野からの強い反発もあり、同じく 1964 年に(文部省監督下の)宇宙科学研究所(ISAS)を設立することとなった。

ただこの ISAS はその科学的な使命の観点から 1981 年に文部省内での比較的自立的部門とはなったものの、直径 1.4 メータを越えるロケットを開発することは禁止という明確な制限が与えられることとなった。

1969 年には、高い経済成長を背景に日本は先進産業国の一員としての認知を切望しており、この観点から宇宙開発活動は特にシンボリックな意味をもつため、宇宙開発事業団(NASDA)が設立されることとなった。

図 6.37. 鹿児島宇宙センタ(写真 ISAS)の上からの眺め(空中写真)

NASDA は技術及び産業上の利用に責任を負うが、特に遠距離通信といった用途では個別の宇宙システムを考える各省庁は、NASDA とは無関係に扱える余地を残すため、政府用途の衛星が対象となる場合は NASDA は意志決定には加わらないこととなっている。

また、米との特別な関係から、打上げシステムの開発に対し米が技術援助を供給するという政治的な協定が同じ日付で結ばれており、この結果、NASDA は技術的な開発と国内での

ノウ・ハウの収集とに専念することが当初の主要なミッションとなった。

この独特のフレームワークのなかで、日本は宇宙開発活動を二つに分岐した形で展開してきており、ISAS と NASDA とは、各々異なった技術及び能力をもつ別の射場およびロケットを所有している。しかし、一方 ISAS の J1 計画のように、結果として限定的ではあるが、両機関の協調の兆しもすこし現れてきている。

1990 年には、ロケットシステム株式会社がアリアンスペース社と同じ考えかたに沿って設立され、H2 ロケットの開発と販売、かつさらに種子島からの打上げ準備をすることとなった。これは、日本における（宇宙開発）活動に商用という局面を導入しようとするものである。

一方技術的な独立性、他方公正な競争ルールの尊重を望む米とのビジネス関係による制約から、日本の宇宙開発計画においては最近商業的な様相が現われてきている。

日本の独自技術で構築されているものの、海外の競争相手と比較すると高額すぎる H 2 を、より競争力のある H 2A ロケットに置換えるという決定が 2000 年になされたのは、この方針変更の一例である。

H 2A の最初の打上げは、2001 年 8 月に成功裡に行われた。露製エンジンのような海外技術の導入あるいは、HOPE-X 計画での大気再突入試験のような欧州との共同作業は、さらに新しいレベルの成熟を確実にするものであり、技術的なノウ・ハウの収集の多角化を試みるものである。

ISAS の射場およびロケット

ISAS の射場は鹿児島宇宙センタ(fig.6.37)であり、九州の南の険しい丘 - 標高 220m から 320m - に 1963 年に建設された。

図 6.38. 種子島宇宙センタ

図 6.39. JERS 1 搭載の OPS センサによって撮られた種子島。示されているように宇宙センタは島の南東に位置している。

打上げは年間、次の 2 つの期間に制限されている。1 月~2 月、この間は雲量が最低、8 月~9 月、この間は雲量が現実にはやや多い。この打上げ制限期間は、打上げが計画されると射場から東側は広範囲にわたり漁業が禁止されることとなるため、漁業活動を保護するために設けられているものである。

一方 ISAS が開発したロケットは、日産製の 3 段もしくは 4 段固体推進ロケットであり、カッパからラムダといった気象観測ロケットである。

4 回の失敗の後、1970 年のラムダ 4S の発射成功により日本は宇宙に進出した第 4 の国家となった。これ以降ラムダロケットは Mu ロケットへと引継がれ、次の 4 つのバージョンへと繋がって行く。まず M4S が 1970 年から 1972 年まで、M3C が 1974 年から 1979 年まで、続いて M3H が 1977 年から 1978 年の間、M3S が 1980 年から 1984 年の間、更にその拡張バージョンである M3S2 が 1985 年から 1995 年の間に用られることとなった。

最新の M 5 ロケットは ISAS が開発したなかで最も強力なものであり、1997 年に最初の科学衛星を打上げ、1998 年には火星探査衛星「のぞみ」を打上げた。(fig.6.41 を参照)。

NASDA 射場およびロケット

NASDA の射場は、種子島宇宙センタ(figs.6.38 と 6.39)であり、東京から 1000 k m南の種子島に 1968 年に建設された。

射場は花崗岩の丘の上に位置しており、使用時期や運用上の制約は鹿児島(宇宙センタ)の場合とほぼ同じだが、(地域との)合意により 90 から 130 日間(7月22日から9月30日の間の71日、1月1日から2月28日の間の59日)へと拡張されている。

例外的な状況への対処、国際作業協力協定の遵守、あるいは惑星間ミッションのための打上げウインドウへの対応の必要性から、更に 60 日間(6月26日から7月15日)との間及び加えて 11 月と 12 月の間にも合意がなされている。

このように打上げ期間としては、1 年当たり最高 190 日が可能であるが、衛星打上げは大崎射場に限定されており、ここでは現在、吉信射点設備では最初の H2 射座の西へに別の射座を建設中である。(fig.6.40)

NASDA は、マクダネル・ダグラス社からのライセンスの下、デルタ(トール)ロケットの第 1 段をもとに三菱(重工)に製造させ最初の N1 ロケット 1(N は Nippon を意味する)を開発した。この第 2 段は、日本で米国製のエンジンを用いて製造され、液体推進剤を使用するものであり、第 3 段は固体推進剤と 3 つ外部取付ブースタを使用するもので、やはり米国の技術に基づいて製造された。これを用いて 1975 年から 1982 年の間に 7 つの衛星が成功裏に打上げられている。

N2 は N1 をより強力にしたものであり、延伸された 2 段目と 9 つの外部取付ブースタを持つ。(これを用いて)1981 年 2 月 11 日から 1989 年 2 月 19 日の間で 9 回の打上げが行われた。

H1 ロケットにおいて、日本は独自の目標として極低温(技術を用いた)2 段(推進系)を開発することにより米国の技術から脱し始めた。他の 2 段については N2 との関係から 9 つの固体ブースタが日産によって製造されている点を除いてほとんど(米のもの)差はない。1986 年 8 月 13 日から 1992 年の間で 9 回の打上げが行われ、すべて成功している。

1994 年には、H 2 がサービスを開始した。この H2 は日産(fig.6.41)製の 2 つの大型固体推進剤ブースタとからなっており、三菱重工製の 2 つの極低温(推進系を採用した)段から

構成され、まさに純国産ロケットの到来を告げるものであった。

こうして、長年の米との提携を経て、日本の打上げ政策の目標である技術的な自立が達成された。

図 6.40. 吉信射点設備 H-2A ロケット用の新しい射座、中央に見えるのが移動発射台(ML)。これによりロケット整備組立棟(VAB)と射座の間でロケットを移動させる。NASDA 資料より。

表 6.4. 2001 年時点で使用中もしくは開発中の日本のロケット。

NASDA は、この H2 を標準化シリーズのベースとして用い、製造費用を削減することを計画しており、既に初号機 H 2 ロケットからは 30%のコストダウンとなっている。しかし、1999 年 11 月 15 日のロケット打上げに失敗すると、開発計画は見直され、H2A の開発へと注力されることとなった。

このシリーズは、連結される 2、4 つあるいは 6 つのブースタを付ける 202 モデルと、さらに第 2 段及び第 3 段をつなぐ 212 および 222 モデルを含んでいる。完成すると計画では 8 トンのペイロードまで GT0 に上げることができることとなっている。

また、H2A には 2 段目のない変形があり、これは無人ミニシャトル HOPE(H2 Orbiting space Plane、13 章を参照)の打上げを目指したものである。

H2A ファミリの商業化の見通しは、打上げコストの削減規模に依存する。H 2 は市場に出ている最も高価なロケットであり、NASDA としては H2A の価格の 55%低減を目標としている。また、まだ明確ではないがこれら商業化の見通しは、打上げ期間の拡大についての漁業組合との交渉次第といえる。

NASDA はまた H2 のブースタを使って、J1 ロケット、M-3S2 の第 2 段と第 3 段への転用と
いった、小型衛星クラスを担当することに意欲を示しており、1996 年に準軌道に乗るこ
とに成功し、2003 年には OICETS 衛星の打上げが予定されているが、(2 回目)最後のフラ
イトとなる見通しである。

1998 年の宇宙開発委員会 (SAC) 評価報告書では、この計画の終了を提言しており、こ
のため NASDA はより安い J1 改良(あるいは J2)に置換えようとしている。

第 1 段はアトラス 3 の技術と露の NK 33 エンジンを利用、また第 2 段は新しい液体酸素-液
化メタン・エンジンを採用する予定。J2 では再打上げ可能なロケットのための技術を実験
可能なものを目指しており、また必要ならば、低軌道 (LEO) 衛星に対する打上げ能力を提
供しようとするものである。並行して、IHI は MHI 及びその他 5 つの日本企業との合弁会社
ギャラクシーエクスプレスを設立し、2006 年時点で J1U を開発、販売する予定である。

将来の宇宙輸送システムについては、日本は、NAL、ISAS および NASDA から構成される委
員会が提言する 5 年ごと 3 段階に分かれた 15 ヶ年計画を検討中である。

まず第 1 段階では、ISAS が、NAL の飛行実証機上で試験するラムジェット/ターボジェッ
ト複合のエア・ブリージング (空気吸い込み型) エンジンを開発、一方 NASDA が再使用
可能なロケットエンジンを開発するものである。また高速飛行実証機(HSFD)では、さらに
いくつかの試験に用いられる予定である。

次に第 2 段階では、そのエア・ブリージング・エンジンによる第 1 段ロケットの縮小
モデルを製作し、および小さな実験用の再使用可能エンジンに第 2 段の原寸モデルを製造
する計画である。

第 3 段階では、完全な第 1 段ロケットを製造し、第 2 段オービタ (周回宇宙船) を 2015
年頃に搭載する計画である。全体としては水平離着陸型を目指している。

図 6.41. 日本のロケット。H2 および H2A 用の 4 つのフェアリングは交換可能。モデル
4/4d は 4S をデュアルローンチ用に適合させたもの。

06.4 中国とインド

中国とインドのロケット開発は全く異なる戦略に基づいて行われている。中国の計画は、弾道ミサイルで培ったノウハウに基づいたこの分野の典型的な開発能力と独自のシナリオを反映している。

1970年に中国は初の衛星を打上げ、世界で第五位の宇宙開発力を持った。それと比べ、インドは独自の技術習得の為、ロケット開発を単独で行っており、これはあまり効率的な選択ではない。

1985年に中国は長征ロケット2基、CZ3とCZ2Cを国際市場に提供したが、この事は中国がこの分野において財政的に収益性を必要としている事をあらためて確認するものであり、また、このような段階を経ることは、一定の非軍事化を促進することにもなる。しかし、技術的問題と、米の中国に対する政治的というよりはむしろ経済的不信による消極性により、この新たな試みには限界がある。とは言え、まだ実現の余地を残している。

2001年には中国<この偉大なる長城の国>は打上げロケットを市場に提供することが出来るが、運ぶ衛星が米の特許下で製造されている場合は米の許可が必要となるため、この試みは抑制されたものとなる。言うまでもなく、そのような衛星は市場において相当なシェアを有する。

中国の宇宙基地

東風 (the East Wind) 射場は中国の初の宇宙基地である。発射角は 57~70 度で、1950年代の終りに弾道ミサイルのテストのために作られた大きな軍事基地である。(図 6.42, 6.43)。ゴビ砂漠南端の甘肅州酒泉の街の近くに位置し(北緯 40.6 度, 東経 100.2 度) 名前を街の名から取った酒泉宇宙基地は、1968年から1970年の間に発射パッドを2基装備しており、1基はFB1とCZ2、もう1基はCZ1のためのものである。後に2基のパッドが増設された(1975年にCZ2C用、1992年にCZ2D用)。1999年よりCZ2F用のパッドが建設中。これは有人飛行用パッドである。しかし、アクセスの悪さから、新基地が海南(Hainan)地域に開発されたようだが、この基地は神舟(Shenzhou)の有人カプセル回収のためのようである。

酒泉(Jiuquan)宇宙基地は北に位置し過ぎており、静止衛星軌道発射には不利な立地である為、1980年に第2発射基地を建設した四川省の南、Anning谷の標高1830mに位置し、西昌の街から65kmのところ(北緯28.25度、東経102度)である。

田舎における大量の人口流出にも関わらず、この地域には人口密集地域が残っている。基地には発射パッドが3基ありそれぞれCZ3(1984年)、CZ2E(1990年)、CZ3A(1994年)とCZ3Bの発射用である。この基地は、営業的な静止軌道発射の全てを行う基地であり、口

ケットの極低温段の為の設備を有する唯一の施設でもある。

第3の基地は山西省の北西に位置する。太原(Taiyuan)と言う名で、同名の街から280kmのところであり(北緯37.5度、東経112.6度)、1988年にCZ4が発射されたときにその存在が明らかになった。この地域は温暖な気候で夏でも低温に保たれている。1988年から1997年の間は、自国の気象用太陽定点観測衛星と地球観測用衛星の打上げのために2回使われたただけだったが、1997年と1998年はイリジウムの発射打上げ請負により活発に利用されたようである。1993年のモトローラ社との契約に従ってCZ2Cをイリジウム用に改造したCZ2C/SDの発射が1997年に行われ、同様にCZ4A(1998年)、CZ4B(1999年)と続いた。

中国の打上げロケット

長征の名で知られ、中国名Chang ZhengというCZロケットシリーズは当初は、IRBMシリーズ、ICBMシリーズ、DF2,3,4といった1950年代の旧ソ連の技術に由来していた(図6.44)。

その最初のバージョンCZ1は段が2つあり、灯油と液体酸素を燃料として用いていた。仮廃棄処分になる前に2回打上げを行った(1970年と1971年)。しかしながら、UDMHと硝酸及び、中国または伊製の固形燃料による第3段(IRIS)によって運転される現代的なバージョンは、現在商業的打上げに提供されている。

1973年のFB1(暴風,Feng Bao)と1975年のCZ2Cは、低軌道上に回収型FSW観測衛星を打上げることが可能である。これら2つのロケットは大変似通っており、FB1はCZ2の電気システムを簡素化したもののようである。第1段(L140)は第2段(L35)と同様にUDMHと四酸化二窒素を消費する。FB1は1981年に舞台から消えたが、CZ2Cは2.8トンを200kmの円軌道へ打上げる能力があり、現在も稼働中である。CZ2Cは酒泉か太原から打上げられる。

1984年にCZ3は最初に静止衛星を打上げ可能だった。最初の2段はCZ2Cで、そこに極低温の第3段(H8)を接続した物である。この点において、中国は液体水素・液体酸素エンジンについては世界3位の技術を有するようになった。

3段からなるCZ4[launch vehicle]は、太陽定点軌道へ衛星を打上げる為に1988年に設計され、この目的の為に特別に建設された太原という新しい基地から打上げられる。CZ4はL140を延長したL180段を最初に使用した。第2段はまだL35を使っていた。

その後中国は、新しい極低温段にH18を、第2段にはL35より強力なL90を用い、さらに各段に液体燃料のLB40ブースタを組合せた5基の新しい打上げロケットを製作した。以下のものが正式な市場用に設計され、迅速に成功を納めたものである。

CZ2E(LB40×4,L180,L90)、CZ2D(L180,L35)、CZ3A(L180,L35,H18)、CZ3B(LB40×4,L180,L35,H18)、CZ2Cの延長型であるCZ2C/SD(L140,L90またはL35延長型)、そしてCZ4の発展型のCZ4Bである。

最終モデルとなるCZ3CはCZ3シリーズの目的であった静止衛星の打上げを完遂させなければならない。近い将来、より進んだ開発がCZ2EとCZ3Bに対して計画中であり、それぞ

れ CZ2E/A と CZ3B/A と言う。これらはブースタが第 1 段の長さまで延長される事を受けて計画される。

2003 年の目標は、CZ2E を使って 11.8 トンを低軌道 (LEO) へ打上げる事と、CZ3B を使用して 7 トンを静止遷移軌道 (GTO) へ打上げる事である。また、CZ2F という計画があり、これは CZ2E を有人飛行の為に改造した物で、露のソユーズのフェアリングと非常によく似たフェアリング形状のロケットである。

中国はまた、重量の大きいことで知られる長征 X が低軌道上へ 23 トンを、GTO(遷移静止軌道)上へ 11 トンを打上げ可能と発表。さらに、再発射技術も研究中であるとも言及した。彼らが研究中なのは準再利用ロケットとでも言うべきもので、長征からの第 1 段と再利用可能な人工衛星から成る。

長征シリーズのもつ大きな多様性は、広範囲のニーズに対応することで国際市場を得ようとする願望から生じた。CZ3B の GTO への輸送容量が 4.5 トン、5 トン、5.2 トンと大きくなっていったことは、中国が、同時代のアトラスやデルタといった打上げロケットの範疇であった通信衛星市場の要求に応える狙いを持っていたことを示している。

CZ2E も同様で、増し続ける通信衛星の容量に応えるために開発された。特に、1986 年のチャレンジャの事故以来スペースシャトルが活動を停止していたことにより機会に恵まれる状況にあった。

将来的なバージョンにおいても同じことが言われている。とは言え、中国はこの市場の技術的要求に応えることの難しさに気づいている。

1970 年から 2000 年の間に 47 の衛星が打上げられた。そのうち、27 はパキスタン、オーストラリア、スウェーデン、米国、フィリピン、ブラジルといった外国の衛星である。実際のところ、商業用 (海外販売用) の通信衛星に関しては、市場においてメジャーなシェアを誇る米国のライセンスの下で製作された物はごく少ししか存在せず、1988 年の物が最後である。

長征シリーズは 1995 年と 1996 年に技術的な問題に遭遇し、信頼を喪失することになったが、そのことはその後の通信衛星の打上げ数減少の説明としては不十分である。

米の輸入割当政策との関連では、以前に定期的に更新していた通信衛星の輸出ライセンスを打切った事によるところが大きい。

インドの宇宙基地と打上げロケット

公式にはインドは完全に非軍事の宇宙計画を実施している。インドは国際的な共同研究を通じて打上げ技術に関するノウハウを蓄積するために請負っている。この企業的事業による結果は、彼らの打上げロケットの分野における最新ニュースである 2001 年 4 月の静止衛星 SLV の打上げ成功により明らかである。

インドはベンガル湾の島にスリハリコタ宇宙センタ (SHAR, スリハリコタ高々度射場) を

建設した(図 6.45)。ここは元々インドの数ある気象観測衛星発射用複合施設のうちのひとつである。この地域はモンスーン気候の特徴で、やや曇りがちな季節と 10 月、11 月に激しい雨期がある。また、ベンガル湾ではかなり多くの低気圧が発生し、熱帯のサイクロンとなって岸に押し寄せる。

インドは気象観測ロケットから SLV3 (衛星打上げ用ロケット)を開発し、最初の衛星を 1980 年に軌道にあげた。SLV3 は 4 つの固形燃料段を持ち、米の偵察ロケットに極めて似ている。打上げ失敗 1 回と成功 3 回の後、より強力な ASLV (Advanced SLV) に取って代わられた。ASLV は 1987 年と 1988 年の 2 回の失敗の後、衛星を 2 つ 1992 年と 1994 年に軌道に乗せることに成功した。現在、インドは第 2、第 4 ステージに液体燃料を用いる PSLV (Polar SLV) を所有している。

さらに 2001 年 4 月から露の KB Khimmash の KVD1 エンジンを元に GSLV (静止軌道 SLV)を開発した。このエンジンが提供された 1992 年の Khrunichev との合意は、MTCR に違反する技術の移転にあたるということになって米は異議を唱えた。この理由によりインドは同じ特徴を持つエンジンを開発し、修正された合意が 3 年間の期限で締結された。

1993 年に PSLV は失敗を経験したが、1994 年 9 月 20 日に最初の衛星を軌道に乗せることに成功した(図 6.46)。インドは自国生産による生産コストの低さを武器にこの製品を商品化したいと考えている。しかし、いくつかの深刻な弱点が見ついている。また、重量が非常に大きく、同ペイロードに対して競争相手の 2.5 倍である。加えて、操作が複雑な上、1 年に 1 ユニットしか生産できない。

GSLV は 2002 年の後半に 2 回目の性能試験飛行を計画している。2003 年の終りに自国生産のエンジン (Cusp) による新バージョンが計画されている。また 2006 年には Mark バージョンが計画されている。GTO 用の現在の搭載量は 2 トンだが、もしインドの Insat 衛星を上げるとか、商業化するならば、容量は 4 ないし 5 トンに増やさなければならない。インドの発射計画は徐々に自主化に向け移行しているが、幅広い分野にわたる露や米、欧州からの技術が使われている。このことはあらゆるロケットの水平、垂直相方向の組立技術において顕著に表れている。

図表

図 6.42 酒泉宇宙センタ (SPOT 撮影) SPOT 2 台からの 4 枚の連続写真。
1998 年 9 月 9 日撮影。宇宙基地は《Roushui》川の両岸に位置する。

図 6.43 SPOT 写真から作成した酒泉宇宙センタの模式図

道路 track: わだち(航跡) 鉄道 技術建屋 追跡・遠隔測定器 発射パッド
ミサイルパッド 街区、完成済み地域 《XIMIA0》 主要技術センタ 軍事技

術センタ ミサイル基地 《Shuang-Cheng-Tzu》北空港 《Ejin Qi》へ《Yumen》へ

表 6.5 使用中又は開発中のその他の打上げロケット(2001 年現在)

名前 国籍 初回発射年月日 発射回数(01/01/2001 まで) ()内は成功回数
ペイロード容量(kg)
LEO: 低空軌道,
GTO: 静止衛星輸送軌道,
GEO: 静止衛星軌道,
EE: 成層圏離脱
(300 km): 周回軌道高度,
(300-4000 k:m): 偏心軌道の近地点と遠地点,
(65°): 角度
J:《酒泉》, TY:《太原》, X:《西昌》,
Sri:【スリハリコタ】,
Pal:《パルマヒル》の各基地

図 6.44 長征打上げロケット(使用中及び開発中)の変遷(2001 年現在)

各段で使用される燃料タイプ 四酸化 = 窒素-ヒドラジンまたは誘導体液体水素と酸素
固形ロケット燃料

図 6.45 スリハリコタ宇宙センタ (SPOT 撮影)

1999 年 1 月 30 日 SPOT により 4 枚撮影。

スリハリコタ島は西側の Pulicat 湖とベンガル湾の間に位置する。作為的に水深の深いベンガル湾の水が濃い青で、水深の浅い湖の水は薄い青で表されている。この島は遠浅砂州と植物に覆われた低い砂丘があり、ケープカナベラルやギアナスペースセンタと類似した自然環境を持つ。人口が低く、西側に海が広く広がった Coromandel 海岸に位置することからも理想的な立地といえる。

図 6.46 インドの打上げロケット

UDMH=非対称ジメチルヒドラジン

06.5 イスラエル、ブラジル、その他の国

テルアビブ(31.52°北)の南にあるパルマヒム宇宙基地からは3機のオフエク偵察衛星が打ち上げられた。しかしその打ち上げは、東部境界上のアラブ諸国の上空を通過させない為に、地中海に向け西向きに行わなければならない。

イスラエルが開発したシャヴット(ヘブライ語で「彗星」)は全段固体推進剤を用いる3段式ロケットで、フランス企業マルセル・ダッソーのmd 660 ミサイルと同じ技術を用いた Jericho 2 ミサイルから派生したものである。イスラエルの技術には、アメリカも協力している(図.6.47)。

イスラエル単独での打ち上げは可能になったが、西向きに発射しなければならないという不利な条件も重なって、シャヴットの能力は限られたものとなっている。唯一、100kg 程度のペイロードが可能になるだろう。

製造者であるイスラエル航空工業はシャヴットを超小型ロケットとして NASA に提案したのだが、ペガサスが選ばれた。

NEXT と呼ばれているシャヴットの商用バージョンはアメリカで開発に取り入れられ、合併会社を設立するという条件で、SELV プログラム用に NASA に採用された。

フランスを基盤とするアストリウム社とイスラエル航空工業によって作られた“Leoline”はNEXTに由来した3つの小型打ち上げロケットを提供している。LK Aは、全てイスラエルで製造されるが、LK1とLK2はサイアコール社(第1段階を3つ)、アストリウム社(第4段階)、イスラエル航空工業、それぞれの製品を使用して製造されている。コールマン・エアロスペースはアメリカ市場でLK打ち上げロケットの製造と販売を行うアメリカの会社L-3 Communicationsの子会社になるだろう。

2002年5月、パラマヒムからLK Aを使ってオフエク 5を打ち上げた。そして、初の商用飛行はブラジルのアルカンタラからを予定している。

ブラジルのプロジェクト

長い間、観測ロケットの経験を蓄積していたブラジルは、衛星打上げ国の the select club に入るための準備をしている。

アルカンタラ打上げセンタは1990年に使用が開始された。アルカンタラ打上げセンタはほぼ赤道上(2.17°南)にあって、静止衛星の打上げや追跡には理想的な条件である。

しかしながら、ブラジル航空宇宙研究所(IAE)によって開発された「衛星打上げ機」VLSは全段固体推進剤を用いた4段式軽量ロケットであるが、静止軌道まで衛星を運ぶことはできない。加えてVLSは、1997年の11月と1999年の2回、打上げに失敗している。

このような理由からブラジルは、国際協力の為に、この将来の宇宙基地を提供した。こ

のような動きは宇宙への勢力というイメージで価値を高めると同様に、投資という面でも多少良い反応を引き起こしている。

その他多くの国も興味を示し始めている。例えば、ウクライナは 1999 年 11 月にサイクロンロケット打上げの協力協定に調印した。

一方、LK 打上げロケットのために基地の施設を使用したいイスラエルだが、中国とロシアには言及したくないようだ。

ロケット技術を獲得したいというブラジルの希望により協力協定を促進することはできた。しかし、ロケット技術を向上させない限り、米との協力関係でブラジルは不利になるに違いない。

2000 年 4 月の the Technical Safeguards Agreement への調印によって、この開発に関連するアメリカの企業の許可を得て簡単に基地を商用目的に利用できるようになった。

しかしながら、これは打上げロケット技術の譲渡を意味しているのではない。2001 年の間に行われた投資は、基地復興の為のものである。

新たな宇宙への勢力

ミサイルと打上げロケットの関係に関しては、イラクと北朝鮮の場合が非常によく例証している。

1989 年 12 月および 1998 年 8 月のテストは政治的・戦略的動機づけが行われ、西側の国々には国際的な安全に対する脅威として受け留められた。

いずれの場合も、衛星が打上げられると主張されていたにもかかわらず、欧州あるいはロシアのステーションによって衛星は監視されていた。

どちらの打上げロケットもスカッドミサイルに派生するものである。(図.6.47) イラクの Tamouz はおそらく第 1 段式目が 4 つのスカッドミサイルを並べてつないだもので、第 2 段式目は単一のスカッドで構成されていたのだろう。

北朝鮮のテポドン 1 号の場合、第 2・第 3 と製作していく限り更に論議的となるであろう。

第 1 段式目ではおそらく 4 つのスカッド C エンジンのかたまり(クラスタ)を、第 2 段式目では単一のスカッド C を推進力としているようだが、全てが第 3 段式目の固体推進剤によって上に昇っているようにも見える。

今日、イラクで起こっている様な状況はこの種の問題が眠ったままになっていることを意味している。さらに、北朝鮮の場合はもっと複雑だ。国際外交の中で、国際的な反発を静め、技術力を印象付けるなら、ミサイル・テストでは無くロケットの打上げと公表する方が有益だったに違いない。

同時に、このプログラムでは、基本的な打上げロケットの発射が実際にできていた。テポドンにはジュピター C と類似の点が多数見られる。

公式発表によれば Kwangmyongson 1 の打上げに使われている Musudan-ri 施設は国の北東、日本海岸の Hamgyong 州の北に位置している。

図 6.47 2000 年に使用中または開発中であったイスラエル、ブラジル、その他の国の打上げロケット

超小型打上げロケット Capricornio はスペイン防衛軍と共同の the Instituto Nacional de Tecnica Aeroespacial による。Capricornio は Hierro 島からの 150kg 以下のペイロード（科学用および軍事用）の打上げを目的としている。