米国 NASA を主体とした打上げロケットの現状動向について*

黒 田 泰 弘**・久 保 園 晃**

現在米国航空宇宙局 (NASA) における宇宙探究分野の活動は、いわゆるポスト・アポロ時代に入り、アポロ・スカイラボ計画 (1973 年終了)、アポロ・ソーユーズ試験計画 (ASTP; 1975 年 7 月予定) を経て、次の再使用可能な (reusable) 宇宙輸送システム時代 (1980 年代) を目指して社会情勢変化に基づく予算・人員の縮小をうけながらも諸計画を実施中であり、特にスペース・シャトルに関してはその目的、成果、規模等の立場から広く各国に国際協力、共同参加を呼びかけていることは周知のとおりである。

一方、この状況下において、米国の無人および有人宇宙船打上げ用の米国の使い捨て (expendable) 宇宙輸送システム、すなわち打上げロケットは、次のスペース・シャトル時代までに、予想される科学・実用分野の各ミッションに必ずしも整理をされており、かつこれらの各ユーザ (特に世界的静止通信衛星システム確立のためのもの) に対して魅力的な打上げシステムとするために、必要な打上げロケットの信頼性の維持と向上そのロケットの調達、射場施設・設備の維持・改善、要員技術の維持を図りつつあるとともに、スペース・シャトル時代に要求される各種ミッションに対

処するための上段 (upper stage) 推進系に対する先行研究等を含めて、幅広く、着実に実施している。

本解説では、以下順を追いながら、主題についての概要を示すが、これらは、米政府機関発行の公開資料等を基にして、プログラム・レベルの立場から整理してとりまとめたもので先方よりの好意ある許可を得て、ここに引用紹介する次第である。現在、関連分野に活躍しておられる各位の御参考ともなれば、望外の幸甚と考えている。特に、昭和 48 年度決定の“宇宙開発計画”に示された静止気象衛星 (GMS)、実験用中容量静止通信衛星 (CS) および実験用中型放送衛星 (BS) の 3 種の静止衛星の米国打上げ依頼に対して関係の深い項目—NASA の実費支弁打上げ方式およびこれらの打上げロケット (デルタ) については、概要ではあるが、各ユーザ機関に関する打上げ依頼関連事項を一通りのべてみた。

1. 使い捨て打上げロケット

1.1 全 般 1972 年、NASA および国防総省 (DOD) により発表された使い捨て式の打上げロケット・シリーズ¹⁾ は、スカウト、デルタ、アトラス・ア

第 1 図 米国使い捨て打上げロケット・シリーズ (1972 年)¹⁾
(●印分が 1974 年現在で認められているもの; 7 機種)

*昭和 49 年 11 月 18 日原稿受理 Current U.S. National Launch Vehicles and Future Prospect.

**宇宙開発事業団 システム計画部 Yasuhiro KURODA, Akira KUBOZONO

ジェナ, アトラス/セントール, タイタンⅢB/アジェナ, タイタンⅢC, タイタンⅢD, タイタンⅢE/セントール, サターンⅠB およびサターンVの10機種であった。これらの外形概要および打上げ能力を第1図, 第2図および第3図に示す。

一方, 1974年3~4月, NASA本部の宇宙プログラム・オフィスの機能組織を総括する副長官代理(Deputy Associate Administrator)でありかつ宇宙科学局(Office of Space Science; OSS)の局長であ

る J.E. ノーグル博士の発表²⁾によれば, 現在では OSS 関係のスカウト, デルタ, アトラス/セントール, タイタンⅢE/セントールおよびタイタンⅢCの5機種, ならびに有人宇宙飛行局(Office of Manned Space Flight; OMSF)のサターン-IB, サターンVとの計7機種が, 使い捨て打上げロケットとなっており, 縮小, 整理されていることが判る。

1. 2 概要, 主要諸元データ 前述した1972年発表の米国使い捨て打上げロケット10機種についての

第1表 米国打上げロケットの打上げ実績³⁾

(1973年12月31日現在)

歴 年		1957	1958	1959	1960 (35)	1961	1962	1963	1964	1965 (40)	1966	1967	1968	1969	1970 (45)	1971	1972	1973	1974	合計
NASA 打上げ 分	NASA	0	0	8	10	16	23	12	26	23	32	21	14	15	8	9	10	10		237
	NASA/米 政府 機関	0	0	0	0	0	0	2	1	1	1	0	1	0	0	1	1	1		9
	NASA/米 民間 会社	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	3	1	2	3	2	2	1		16
	NASA/国 際 機 関	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	1	3	3	2	4	5	1		20
	成 功 数	単年	0	0	8	10	16	23	14	27	26	34	25	19	20	13	16	18	13	282
		累計	0	0	8	18	34	57	71	98	124	158	183	202	222	235	251	269	282	
	不 成 功 数	単年	0	4	6	7	8	4	1	3	4	2	2	4	2	1	2	0	1	51
		累計	0	4	10	17	25	29	30	33	37	39	41	45	47	48	50	50	51	
	打 上 げ 総 数	単年	0	4	14	17	24	27	15	30	30	36	27	23	22	14	18	18	14	333
		累計	0	4	18	35	59	86	101	131	161	197	224	247	269	283	301	319	333	
	打 上 げ 成 功 率 (%)	単年	—	0.57	1.58	8.66	7.85	2.93	3.90	0.86	7.94	5.92	6.82	6.90	9.92	8.88	9.10	92.8		84.7%
		累計	—	0.44	4.51	4.57	7.66	3.70	3.74	8.77	0.80	2.81	7.81	8.82	6.83	0.83	4.84	3.84	7	
その 他の 打上げ 分	成 功 数	単年	0	5	5	11	19	34	28	35	40	43	32	26	19	17	17	13	10	354
		累計	0	5	10	21	40	74	102	137	177	220	252	278	297	314	331	344	354	
	不 成 功 数	単年	0	8	4	8	7	6	8	5	4	3	2	1	0	0	2	2	0	60
		累計	0	8	12	20	27	33	41	46	50	53	55	56	56	56	58	60	60	
	打 上 げ 総 数	単年	0	13	9	19	26	40	36	40	44	46	34	27	19	17	19	15	10	414
		累計	0	13	22	41	67	107	143	183	227	273	307	334	353	370	389	404	414	
	打 上 げ 成 功 率 (%)	単年	—	38.5	53.6	57.9	73.1	85.0	82.4	87.5	90.9	93.5	94.1	96.3	100.	100.	89.5	86.7	100.	85.5%
		累計	—	38.5	45.5	51.2	59.7	69.2	71.4	74.9	78.0	80.6	82.1	83.2	84.2	84.9	85.1	85.2	85.5	
USA 打上げ 分	成 功 数	単年	0	5	13	21	35	57	42	62	66	77	57	45	39	30	33	31	23	636
		累計	0	5	18	39	74	131	173	235	301	378	435	480	519	549	582	613	636	
	不 成 功 数	単年	0	12	10	15	15	10	9	8	8	5	4	5	2	1	4	2	1	111
		累計	0	12	22	37	52	62	71	79	87	92	96	101	103	104	108	110	111	
	打 上 げ 総 数	単年	0	17	23	36	50	67	51	70	74	82	61	50	41	31	37	33	24	747
		累計	0	17	40	76	126	193	244	314	388	470	531	581	622	653	690	723	747	
	打 上 げ 成 功 率 (%)	単年	—	29.4	56.5	58.3	70.0	90.5	82.4	88.6	89.2	93.9	93.4	90.0	95.1	96.8	89.2	93.9	95.8	85.2%
		累計	—	29.4	45.0	51.3	58.7	67.9	70.9	74.9	77.6	80.4	81.9	82.6	83.5	84.1	84.4	84.8	85.2	

概要をデータ・シートの形で第4～13図に示す。ただしこれらの各図に示した打上げ能力とは、衛星フェアリングを除き、衛星分離部(アタチ・フィティング)を含めたロケット最終段としての全重量を示すものとし、低・中高度円軌道の場合には直接投入方式による有効ペイロード重量を、また静止軌道等の場合には、185km×36,000kmのホーマン・トランスファ軌道投入時における重量を指すものとした。(これらのデータ出所は、主として文献1)によった)

1.3 打上げ実績 1958年から1973年12月末までのNASAおよび米国全体としての打上げロケットの打上げ機数、成功数および打上げ成功率を第1表、第14、15図に示す。これらはNASA宇宙飛行記録(Space Flight Record)による公式発表分³⁾である。

1.4 打上げ予定 現在NASAの計画では、スペース・シャトル運用開始までの1970年代に100機以上の打上げ予定があり、この中、1974年から向こう3年間の打上げ予定機数は第2表に示すように合計73機(67機+予備機6機)となっている⁴⁾。

表からも判るように、NASA予定分の大半は、NASA本来のミッションでなく、後述する実費支弁打上契約による外部からの依頼業務であることはまことに興味深くこれによってNASAは予算・人員縮小方針に対処するとともに、打上げロケットの調達、チェック・アウト、打上要員技術レベルおよび信頼性の確保を図ろうとしているものようである。

一方軍関係でみると、米空軍(USAF)も、スペース・シャトル運用開始までに、アトラス・シリーズは現ストック分(約40機)を年5回、またタイタン・シリーズは新製分を年10回の割合で打上げる予定となっている⁵⁾。

第14図 米国打上げロケットの打上げ累計数³⁾

2. NASAの組織・機能・分担

2.1 全般 1974年3月15日付で、NASAは本部の各プログラム機能管理部門(5局)と各フィー

第15図 米国打上げロケットの打上げ成功率³⁾

ルド・センター(10箇所)のオペレーション機能管理部門とを分離させて第16図に示すような組織変更を行っている。これは従来、本部の各プログラムから、関連する各センターに直接業務指示が行われていた機能システムを、本部内および各センターならびにセンター間の機能をより効率化し、責任を明確にするためにとられたものであり、このような組織変更は、かなり流動的に行なわれている。

次に1965年前後をピークとしたNASA全体としての予算規模および人員数の推移状況⁶⁾を第17図に示すが、1970年代は当分この縮小傾向は続く情勢にある。

以下、打上げロケット部門に関連するNASAの現状をのべてみたい。

2.2 プログラム・マネジャとプロジェクト・マネジャ 打上げロケット関連のNASAの組織・機能等をのべる前に、NASAで採用しているプログラム・マネジャとプロジェクト・マネジャについて、その責任・権限について理解しておく必要がある。NASAのゴダード宇宙飛行センター(Goddard Space Flight Center; GSFC)が1968年に発行した(その後、1972年4月にA改訂された)“プロジェクト・マネジャ用ハンドブック⁷⁾”によると、民間企業体で用いられている職務とは別の定義・表現で両マネジャの職務が明

(390頁につづく)

第4図 スカウト (Scout)

スカウトは安価手軽に小型の人工衛星を打上げようという考えのもとに、既存の固体ロケット・モータを組合わせて作られた4段式ロケットで、開発計画に着手してから約2年後の1961年2月16日にエクスプローラ9号を打上げた。人工衛星のほかにも高々度観測や再突入研究用として幅広く用いられ、今後も用途が望まれている。

また米国内だけでなくイタリアもアフリカ、ケニアのマリンディ沖にサンマルコ射場を建設し、そこから打上げている。ほかにもイギリス、フランス、ドイツ、ESRO などの衛星打上げにも使用されている。

スカウトは、第4段のスピン安定方式を除き、全段デジタル・プログラマ方式を採用している。

注記 (第4～13図)

*通算成績: 軌道投入をミッションとして持っている打上げのみの成績で計算してある。したがってNASAの打上げ記録と一部異なるところがある。

**衛星打上げ能力: 中低高度投入方式は直接投入とし、トランスファ軌道は185/36,000kmとしてある。また衛星重量にはフェアリングを含まずアタッチ・フィッティングを含む最終段の全重量を指す以上同様とする。(第4～13図)

開発機関名	開発着手年	打上げ実験開始年	通算成績 (成功/全回数)* 1974年9月まで
LaRC, NASA	1958年後半	1960.12. 4.	75/89

	機 体					
	第1段 補助ロケット	第1段	第2段	第3段	第4段	全 段
各 段 名 称	—	ALGOL Ⅲ	CASTOR Ⅱ	ANTA- RES Ⅱ	FW-4S	—
長 さ (m)	—	9.16	5.94	2.72	1.69	22.4
直 径 (m)	—	1.14	0.79	0.79	0.52	1.14
重 量 (ton)	—	14.85	4.85	1.53	0.31	21.53
製 造 契 約 者	LTV	LTV	LTV	LTV	LTV	LTV

	推 進 系				
	第1段 補助ロケット	第1段	第2段	第3段	第4段
エンジンの名称	—	ALGOL Ⅲ	TX 354-3	X 259-B 3	FW-4S
エンジンの型	—	固 体	固 体	固 体	固 体
推 進 薬 (酸化剤/燃料)	—	NH ₄ ClO ₄ / PBAN	NH ₄ ClO ₄ / hydrocarbon aluminum	ダブルベース	NH ₄ ClO ₄ / PBAN
推進薬重量 (ton)	—	12.93	3.77	1.18	0.277
推 力 (ton) (sea level/ vaccum)	—	43.2/48.6	—/27.7	—/10.0	—/2.43
燃 焼 時 間 (sec)	—				
比 推 力 (sec) (sea level/ vaccum)	—	229.3/258.2	—/282.1	—/282.1	—/284.2
燃 焼 圧 力 (kg/cm ²)	—				
混 合 比 (酸化剤/燃料)	—				
ノズル開口比	—				
流 量 (kg/sec) (酸化剤/燃料)	—				
エンジン 製造契約者	—	UTC	TCC	Hercules	UTC

誘 導 方 式	プログラム・ストラップ・ダウン			製造契約者	HONEYWELL
制 御 方 式	第1段 補助ロケット	第1段	第2段	第3段	第4段
	—	動翼ジェット・ベン	ガス・ジェット	ガス・ジェット	スピン

**衛星打 上げ能力 (kg)	打上げ	軌道傾	高 度				
	射 場	斜 角	200 km	500 km	1,000 km	静止軌道	脱出軌道
			円軌道	円軌道	円軌道		
	WFC	35°15'	232	190	140	(0)	45
	WTR	≒90°	187	155	110	—	34

第5図 デルタ2914(Delta 2914)
 デルタ 2914 は、1974 年 4 月 13 日に WESTAR-A、1974 年 5 月 17 日に SMS-A、を打上げた。第 1 号機は補助ブースタ 9 本燃焼後 1 本が離れないという事故が生じたがミッションは達成した。第 2 号機 (SMS-A) は第 1 段の燃焼早期停止による速度不足のため当初予定の軌道に投入できなかったが、衛星本体のスタスタを用いて赤道に 45°W の静止軌道にのせられた。9 月には 70°W に移動して NOAA が運用を始める予定。

NASA はこれらの事故を機会にハイ・レベルでの事故調査委員会です事故解析・原因調査をするとともに次回打上げ時期を検討中であったが、1974 年 10 月 10 日 WESTAR-B の打上げ (成功) で再開された。

第 1 段は延長型ロング・タンクに RS-27 エンジン、さらに補助ブースタ 9 本装着、第 2 段エンジンは TR-201、第 3 段固体ロケット・モータは TE-364-4、慣性誘導 (DIGS 1, 2 段用) という構成になっている。

開発機関名	開発着手年	打上げ実験開始年	通算成績(成功/全回数) 1974年12月まで
GSFC, NASA	1971	1974. 4. 13	5/7

	機 体					
	第 1 段 補助ロケット	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段	全 段
各 段 名 称	CASTOR (9 本)	DSV- 3P-1A	DSV- 3N-4	TE-364-4	—	—
長 さ (m)	7.25	22.43	5.94	1.68*	—	35.36
直 径 (m)	0.79	2.44	1.39	0.95	—	2.44
重 量 (ton)	9×4.46	84.0		1.12	—	132
製造契約者	MDAC	MDAC	MDAC	MDAC	—	MDAC

* フェアリング長: 7.89

	推 進 系				
	第 1 段 補助ロケット	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段
エンジンの名称	TX 354-5 (9 本)	RS-27	TR-201	TE-364-4	—
エンジンの型	固 体	ターボ・ ポンプ	ガス押しアプ レーティブ	固 体	—
推 進 薬 剤 (酸化剤/燃料)	NH ₄ ClO ₄ / hydrocarbon aluminum	LOX/RP-1	N ₂ O ₄ /A-50	NH ₄ ClO ₄ / hydrocarbon aluminum	—
推進薬重量 (ton)	9×3.76	79.54	4.59	1.04	—
推 力 (ton) (sea level/ vacuum)	9×26.9/ 9×28.7	95.14/106.7	/4.45	—/6.79	—
燃 焼 時 間 (sec)	39	241.5	500	44	—
比 推 力 (sec) (sea level/ vacuum)	241.9/258.2	266.8/299.2	/302	—/283.2	—
燃 焼 圧 力 (kg/cm ²)	44.9	45.8	7.24		—
混 合 比 (酸化剤/燃料)		2.23	1.6		—
ノズル開口比			43.0		—
流 量 (kg/cm ²) (酸化剤/燃料)		0.244/0.109	0.015		—
エンジン製造 契約者	TCC	Rocketdyne	TRW	TCC	—

誘導方式	慣性誘導		製造契約者		Hamilton (IMU) Teledyne (computer)	
制御方式	第1段 補助ロケット	第1段	第2段	第3段	第4段	
	—	ジンバル, バーニヤ	ジンバル, ガスジェット	スピ ン	—	

衛星打 上げ能力 (kg)	打上げ	軌 道	高 度				
	射 場	傾 斜 角	185 km	1,000 km	遷移軌道	静止軌道	脱出軌道
			円軌道	円軌道			
	ETR	28.5°	2,000 (2910型)	150 (2910型)	704	(350)	580
	WTR	±90°	1,500 (2910型)	0 (2910型)	—	—	213

第6図 アトラス・アジェナ (Atlas Agena)

アトラス・アジェナはアトラスの上にアジェナを取付けたもので、A型、B型、D型がある。A型は1960年初期から61年初期までの間ミダス、サモスの打上げに用いられ、成功率2/4をあげた。B型は再点火が可能となっていて、地球周回衛星のほかに月衝突のレインジャー計画、金星探査のマリナー計画等に用いられ、1961年から66年までの通算成績は23/28となっている。D型はB型をさらに性能向上したものでマリナー計画、ルナ・オービタ計画、あるいはジュミニ計画のドッキング標的衛星の打上げにも使われ、1963年中期から1972年12月までに、通算成績 93/100 をあげている。誘導方式としては、下段のアトラスはステーション・プラットフォーム式の指令誘導を採用し、上段のアジェナはストラップ・ダウン式誘導を採用している。アトラスが月や金星、火星に至る場合に、高度185kmのパークキング軌道から再点火によってホームラン軌道に乗る方法が取られたことはよく知られているところである。

開発機関名	開発着手年	打上げ実験開始年	通算成績(成功/全回数) 1972年12月まで
SAMSO, USAF		1960. 2. 26	93/100

	機 体					
	第1/2段	第1段	第2段	第3段	第4段	全 段
各 段 名 称	SLV-3A ブースター	SLV-3A サステイナー	AGENA	—	—	—
長 さ (m)	24.48		7.07	—	—	40.48
直 径 (m)	3.05		1.52	—	—	3.05
重 量 (ton)	141.324		6.667	—	—	
製造契約者	GD/CONVAIR		LOCK- HEED	—	—	LOCK- HEED

	推 進 系				
	第1/2段	第1段	第2段	第3段	第4段
エンジンの名称	YLR-89- NA-7(2本)	YLR-105- NA-7	YLR-81-BA	—	—
エンジンの型	ターボ・ ポンプ	ターボ・ ポンプ	ターボ・ ポンプ	—	—
推 進 薬 (酸化剤/燃料)	LOX/RP-1	LOX/RP-1	IRFNA/ UDMH	—	—
推進薬重量 (ton)	134.123		6.052	—	—
推 力 (ton) (sea level/ vaccum)	2×82.98/ 2×94.84	27.45/39.17	—/7.26	—	—
燃 焼 時 間 (sec)				—	—
比 推 力 (sec) (sea level/ vaccum)	253.9/290.1	218.2/311.2	—/291.2	—	—
燃 焼 圧 力 (kg/cm ²)				—	—
混 合 比 (酸化剤/燃料)				—	—
ノズル開口比				—	—
流 量 (kg/sec) (酸化剤/燃料)				—	—
エンジン製造 契約者	Rocketdyne	Rocketdyne	BELL	—	—

誘 導 方 式	指令誘導、慣性誘導		製造契約者		(1段)	(2段)
					GE/BURROUGHS	LOCKHEED
御 制 方 式	第1/2段	第1段	第2段	第3段	第4段	
	ジンバル、バーニヤ		ジンバル	—	—	

衛星打 上げ能力 (kg)	打上げ 射 場	軌 道 傾 斜 角	高 度			
			185 km 円軌道	1,000 km 円軌道	遷移軌道	静止軌道
						脱出軌道
	ETR	28.5°	3,700	1,050	1,100	(275)
	WTR	≒90°	3,100	900	750	—
						680
						500

第7図 アトラス・セントール
(Atlas Centaur)

アトラス・セントールはアトラスの上にセントールを取付けたものである。セントールは液体酸素と液体水素の組合わせで、再点火可能なエンジンを搭載しており、沸点の極度に低い液体水素の蒸発を防ぐための断熱や、逆にその蒸発性を利用したポンプ用タービンの駆動系などに新規の工夫が施されている。アトラス・セントールは1966年5月30日に月面軟着陸用のサーベイヤ1号を発射して以来、1968年1月までに7基を打ち上げ、そのほか、金星、火星の探査計画や、OAO、ATS等の打ち上げにも使用され高い成功率をあげた。セントールによる液体水素の開発はサターンのアポロ計画に明るい見通しを与え、また、将来の高性能ロケットに対しても大きな希望を持たせることとなった。

このほか、インテルサットIVシリーズ、マリーナ/マース等の惑星探査シリーズ等を打ち上げている。

なお、アトラス・セントールの誘導にはセントールの段に搭載されたガイダンス・パッケージによる全慣性誘導方式が採用されている。アトラス・セントールは、1963年11月27日にセントールのフライト・テストのために打ち上げられて以来1972年12月まで23/28という成績であった。

開発機関名	開発着手年	打上げ実験開始年	通算成績(成功/全回数) 1972年12月まで
LeRC, NASA	1958	1963. 11. 27	23/28

	機 体					
	第1/2段	第1段	第2段	第3段	第4段	全 段
各 段 名 称	SLV-3D ブースタ	SLV-3D サステイナ	CENTA- UR D-1A	—	—	—
長 さ (m)	21.0		9.15	—	—	39.81
直 径 (m)	3.05		—	—	—	3.05
重 量 (ton)	130.96		15.68	—	—	—
製 造 契 約 者	GD/CONVAIR		GD/C	—	—	GD/C

	推 進 系				
	第1/2段	第1段	第2段	第3段	第4段
エンジンの名称	YLR-89- NA-7 (2本)	YLR-105- NA-7	RL10A-3-3	—	—
エンジンの型	ターボ・ ポンプ	ターボ・ ポンプ	ターボ・ ポンプ	—	—
推 進 薬 剤 (酸化剤/燃料)	LOX/RP-1	LOX/RP-1	LOX/LH ₂	—	—
推進薬重量 (ton)	121.680		13.38	—	—
推 力 (ton) (sea level/ vaccum)	2×84.95/ 2×94.9	27.2/38.4	—/6.63	—	—
燃 焼 時 間 (sec)			437	—	—
比 推 力 (sec) (sea level/ vaccum)	255.7/289.1	222.9/311.2	—/444	—	—
燃 焼 圧 力 (kg/cm ²)				—	—
混 合 比 (酸化剤/燃料)				—	—
ノズル開口比				—	—
流 量 (kg/sec) (酸化剤/燃料)				—	—
エンジン製造 契約者	Rocketdyne	Rocketdyne	P&W	—	—

誘 導 方 式	慣 性 誘 導		製 造 契 約 者		HONEYWELL	
制 御 方 式	第1/2段	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段	
	ジンバル, パーニャ		ジンバル	—	—	

衛星打 上げ能力 (kg)	打上げ	軌 道	高 度				
	射 場	傾 斜 角	185 km	1,000 km	遷移軌道	静止軌道	脱出軌道
			円軌道	円軌道			
			ETR	28.5°

第8図 タイタンⅢB/アジェナ (Titan ⅢB/Agena)

タイタンⅢB/アジェナは、第1段にタイタン・コアⅠ、第2段にタイタン・コアⅡ、第3段にアジェナという組合わせのロケットで主に中容量ペイロードを打上げる目的として開発された。誘導方式は電波誘導を採用しているものと慣性誘導を採用しているものがある。タイタンⅢB・アジェナは WTR から軍用ペイロード打上げに使用されているが、1966年7月29日に低高度衛星を打上げて以来1972年12月までに35/37 という成績である。

開発機関名	開発着手年	打上げ実験開始年	通算成績(成功/全回数) 1972年12月まで
SAMSO, USAF	1965	1966. 7. 29	35/37

	機 体					
	第1段 補助ロケット	第1段	第2段	第3段	第4段	全 段
各 段 名 称	—	CORE I	CORE II	AGENA	—	—
長 さ (m)	—	20.66	10.16	5.55	—	48.6
直 径 (m)	—	3.05	3.05	3.05	—	3.05
重 量 (ton)	—	138.68	34.62	6.63	—	—
製 造 契 約 者	—	Martin	Martin	LOCK- HEED	—	Martin

	推 進 系				
	第1段 補助ロケット	第1段	第2段	第3段	第4段
エンジンの名称	—	YLR-87- AJ-11	YLR-91- AJ-11	YLR-81-11	—
エンジンの型	—	ターボ・ ポンプ	ターボ・ ポンプ	ターボ・ ポンプ	—
推 進 薬 剤 (酸化剤/燃料)	—	N ₂ O ₄ /A-50	N ₂ O ₄ /A-50	IRFNA/ UDMH	—
推進薬重量 (ton) 1 本 あたり	—	131.376	30.505	6.074	—
推力 (ton) 1 本あ たり (sea level/ vacuum)	—	102.1/117.2	—/46.2	[—/7.31	—
燃 焼 時 間 (sec)	—	—	—	—	—
比 推 力 (sec) (sea level/ vacuum)	—	257.0/295.1	—/319.2	—/291.2	—
燃 焼 圧 力 (kg/cm ²)	—	—	—	—	—
混 合 比 (酸化剤/燃料)	—	—	—	—	—
ノズル開口比	—	—	—	—	—
流 量 (kg/sec) 酸化剤/燃料	—	—	—	—	—
エンジン製造 契約者	—	Aerojet	Aerojet	BELL	—

誘 導 方 式	電波誘導または慣性誘導		製 造 契 約 者		WECO
制 御 方 式	第1段 補助ロケット	第1段	第2段	第3段	第4段
—	—	—	—	ジンバル	—

衛星打 上げ能力 (kg)	打上げ 射 場	軌 道 傾 斜 角	高 度						
			185 km 円軌道	1,000 km 円軌道	遷移軌道	静止軌道	脱出軌道		
			WTR	≒90°	3,550	1,000	1,100		680

第9図 タイタンⅢC

(Titan III C)

タイタンはアトラスよりやや遅れて開発された2段階式のICBMで、1965年に最初の打上げ試験が行なわれ、1963年から実用になった。このI型は液体酸素・ケロシンを使用した、II型ではこれを四酸化窒素(N_2O_4)と非対称ジメチル・ヒドrazilin (UDMH) に改めて性能向上し、また、核弾頭の代りに人間衛星用システムを取付けて月旅行計画の第2段階であるジェミニ飛行に使用した。すなわち1964年4月8日ジェミニ1号によって性能確認を行なった後、1965年3月23日ジェミニ3号によって初の2人乗り軌道飛行を行ない、1966年11月11日のジェミニ12号まで所期の成果を得て計画を完了した。

ICBMとしてのタイタンIIは慣性誘導を採用していたが、ジェミニ・タイタンでは、これが指令誘導式に改められた。

タイタンIIにトランステージ・ロケットを第3段階として取付けたものをタイタンⅢAというが、さらにこの第1段階の両側に第0段といわれる直径3mの5セグメント式固体ロケット2本を取付けたタイタンⅢCは主として大型の軍用衛星を打ち上げるのに使用されている。第0段固体ロケットの側面には2次噴射用の N_2O_4 タンクとブースタ切離し用ステー징・ロケットと呼ばれる固体ロケットが取付けてある。

このロケットは1968年6月13日に8個の複数衛星を同時に打上げている。

開発機関名	開発着手年	打上げ実験開始年	通算成績(成功/全回数) 1972年12月まで
SAMSO, USAF	1961	1965. 6. 18	15/16

	機 体					
	第0段	第1段	第2段	第3段	第4段	全 段
各 段 名 称	STAGE 0 (2本)	CORE I	CORE II	TRANS- TAGE	—	—
長 さ (m)	25.93	19.21	9.28	4.51	—	40.60
直 径 (m)	3.05	3.05	3.05	3.05	—	3.05
重 量 (ton)	2×230.8	124.49	34.0	12.34	—	
製造契約者	UTC	Martin	Martin	Martin	—	Martin

	推 進 系				
	第 0 段	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段
エンジンの名称	XSR-47- UT-1 (2本)	YLR-87- AJ-11	YLR-91- AJ-11	AJ 10-138 (2基)	—
エンジンの型	固 体	ターボ・ ポンプ	ターボ・ ポンプ	ガス押し	—
推 進 薬 (酸化剤/燃料)	NH_4ClO_4 / PBAN	N_2O_4 /A-50	N_2O_4 /A-50	N_2O_4 /A-50	—
推進薬重量 (ton)	2×192.8	116.76	30.24	10.61	—
推 力 (ton) (sea level/ vacuum)	2×405.1/ 2×464.5	—/118.9	—/46.5	—/3.63	—
燃 焼 時 間 (sec)	117	144	206	430	—
比 推 力 (sec) (sea level/ vacuum)	232.0/266.1	—/302.1	—/319.2	—/302.1	—
燃 焼 圧 力 (kg/cm ²)					—
混 合 比 (酸化剤/燃料)	—				—
ノズル開口比					—
流 量 (kg/sec) (酸化剤/燃料)					—
エンジン製造 契約者	UTC	Aerojet	Aerojet	Aerojet	—

誘 導 方 式	慣 性 誘 導	製造契約者	DELCO ELECTRONICS DIV.		
制 御 方 式	第 0 段	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段
	TVC	ジンバル	ジンバル	ジンバル	

衛星打 上げ能力 (kg)	打上げ	軌 道	高 度				
	射 場	傾 斜 角	185 km	1,000 km	遷移軌道	静止軌道	脱出軌道
			円軌道	円軌道			
			ETR	28.5°

第 10 図 タイタンⅢD
(Titan ⅢD)

タイタンⅢDは、第1段にタイタン・コアⅠ、第2段にコアⅡ、0段として5セグメントの固体モータを装着したロケットで、タイタンⅢCの上段(トランスステージ)を除いたものと同じである。タイタンⅢDは、ETR および WTR から低軌道へ打上げること为目标として開発されたロケットで、1971年6月15日に米空軍が低軌道に打上げて以来1972年12月までには4/4という成績であった。誘導方式は、WTR から打上げるときは電波誘導、ETR からのときはオートパイロット方式である。

なおコアはⅡ再点火能力をもっていない。

*点線部分は最近のコンフィギュレーションで示されたものである。

開発機関名	開発着手年	打上げ実験開始年	通算成績 (成功/全回数) 1972年12月まで
SAMSO, USAF	1966	1971. 6. 15	4/4

	機 体					
	第0段	第1段	第2段	第3段	第4段	全 段
各 段 名 称	STAGE 0	CORE I	CORE II	—	—	—
長 さ (m)	25.93	19.21	10.16	—	—	47.06
直 径 (m)	3.05	3.05	3.05	—	—	3.05
重 量 (ton)	2×230.8	124.05	34.36	—	—	
製 造 契 約 者	UTC	Martin	Martin	—	—	Martin

	推 進 系				
	第 0 段	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段
エンジンの名称	XSR-47-UT-1	YLR-87 AJ-11	YLR-91 AJ-11	—	—
エンジンの型	固 体	ターボ・ポンプ	ターボ・ポンプ	—	—
推 進 薬 (酸化剤/燃料)	NH ₄ ClO ₄ /PBAN	N ₂ O ₄ /A-50	N ₂ O ₄ /A-50	—	—
推進薬重量 (ton)	2×192.8	116.3	30.19	—	—
推 力 (ton) (sea level/ vacuum)	2×405.1/ 2×464.5	—/118.7	—/45.8	—	—
燃 焼 時 間 (sec)	117	144	206	—	—
比 推 力 (sec) (sea level/ vacuum)	232.0/266.1	—/299.2	—/319.2	—	—
燃 焼 圧 力 (kg/cm ²)				—	—
混 合 比 (酸化剤/燃料)	—			—	—
ノズル開口比				—	—
流 量 (kg/sec) (酸化剤/燃料)				—	—
エンジン製造 契約者	UTC	Aerojet	Aerojet	—	—

誘 導 方 式	電 波 誘 導 (WTR 打上げ) オートパイロット (ETR 打上げ)				製 造 契 約 者
制 御 方 式	第 0 段	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段
	TVC	ジンバル	ジンバル	—	—

衛星打 上げ能力 (kg)	打上げ 射 場	軌 道 傾 斜 角	高 度			
			185 km 円軌道	1,000 km 円軌道	遷移軌道	静止軌道
						脱出軌道
	ETR	28.5°	13,100	—	3,400	(0)
	WTR	≒90°	11,000	—	2,500	1,000

衛星打 上げ能力 (kg)	打上げ	軌 道	高 度				
	射 場	傾 斜 角	185 km	1,000 km	遷移軌道	静止軌道	脱出軌道
			円軌道	円軌道			
ETR	28.5°	15,400	9,500	7,000	(3,550)	5,400

第 12 図 サターン IB
(Saturn IB)

サターン IB はサターン I の第 2 段を J-2 に変えて性能向上したもので、1966 年 7 月 5 日に初試験を行なって成功した。1967 年 2 月には第 1 回目のアポロ宇宙船打上げを行なう計画であったが、前年 1 月、地上模擬実験中に火災を起こして 3 人の宇宙飛行士が殉職する事故が発生したので基本的な再検討が行われ、1968 年 10 月になってアポロ 7 号による宇宙船の機能や、模擬ドッキング、手動ランデブー、母船エンジンの再点火等の試験を行ない、すべて成功した。第 2 段目の上部にステープル・プラットフォームとコンピュータよりなる全慣性誘導装置が搭載されている。

サターン IB の打上げ記録 (テスト・フライトを含む)

- (1) 1966 年 2 月 2 日
アポロ 1 号: 第 1 回無人サターン IB 打上げで再突入の試験
- (2) 1966 年 7 月 5 日
アポロ 2 号: 第 2 回無人サターン IB 打上げで軌道上での液体水素燃料の動作に関するエンジニアリング・スタディ
- (3) 1966 年 8 月 25 日
アポロ 3 号: 第 3 回無人サターン IB 打上げでアポロ・ペイロード・コマンドとサービス・モジュールの試験
- (4) 1968 年 1 月 22 日
アポロ 5 号: 第 4 回無人サターン IB 打上げで再点火・月着陸を含む離着陸推進系のオペレーション
- (5) 1968 年 10 月 11 日
アポロ 7 号: 第 1 回有人サターン IB 打上げで地球軌道に 11 日間滞在した。

開発機関名	開発着手年	打上げ実験開始年	通算成績 (成功/全回数) 1968 年 12 月まで
MSFC, NASA	1959	1966. 2. 2	1/1 (アポロ 7 号のみとした)

	機 体					
	第 1 段 補助ロケット	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段	全 段
各 段 名 称	—	S-IB	S-IVB/IU	—	—	—
長 さ (m)	—	24.5	17.8	—	—	55.31
直 径 (m)	—	6.6	6.6	—	—	6.6
重 量 (ton)	—	449.44	119.66	—	—	—
製造契約者	—	Chrysler	MDAC	—	—	—

	推 進 系				
	第 1 段 補助ロケット	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段
エンジンの名称	—	H-1 (8 本)	J-2	—	—
エンジンの型	—	ターボ・ポンプ	ターボ・ポンプ	—	—
推 進 薬 (酸化剤/燃料)	—	LOX/RP-1	LOX/LH ₂	—	—
推進薬重量 (ton)	—	403.00	104.14	—	—
推 力 (ton) (sea level/ vacuum)	—	8×93.56/ 8×104.39	—/93.05	—	—
燃 焼 時 間 (sec)	—	—	—	—	—
比 推 力 (sec) (sea level/ vacuum)	—	261.7/292.1	—/427.2	—	—
燃 焼 圧 力 (kg/cm) ²	—	—	—	—	—
混 合 比 (酸化剤/燃料)	—	—	—	—	—
ノズル開口比	—	—	—	—	—
流 量 (kg/sec) (酸化剤/燃料)	—	—	—	—	—
エンジン製造 契約者	—	Rocketdyne	Rocketdyne	—	—

誘 導 方 式		慣 性 誘 導		製 造 契 約 者		IBM	
制 御 方 式	第 1 段 補助ロケット	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段		
	—	ジンバル	ジンバル	—	—		

衛星打 上げ能力* (kg)	打上げ	軌 道	高 度				
	射 場	傾 斜 角	185 km	1,000 km	遷移軌道	静止軌道	脱出軌道
			円軌道	円軌道			
	ETR	28.5°	18,000		3,000	(0)	390

*2,180 kg フェアリング使用時。

第13図 サターン V (Saturn V)

サターンVは人間月旅行のアポロ計画用に使われたロケットで、F-1 エンジン (液体酸素・ケロシン推力 711 トン) を5基束ねた第1段、J-2 (液体酸素・液体水素) を5基束ねた第2段、J-2 を1基の第3段より構成され、その上にアポロ宇宙船を取付ける。

第3段目の上部にステープル・プラットフォームとコンピュータよりなる全段用慣性誘導・航法・フライト・コントロール装置が備えられている。

サターンVの打上げ記録:

- (1) 1967年11月9日
アポロ4号: 第1回無人サターンV打上げ。
- (2) 1968年4月4日
アポロ6号: 第2回無人サターンV打上げで数回の推進システム試験、再突入時における熱シールド試験。
- (3) 1968年12月21日
アポロ8号: 第1回有人サターンV打上げで月周回軌道に投入。
- (4) 1969年3月3日
アポロ9号: 第1回有人月着陸船搭載。地球軌道における月着陸および脱出等に必要な模擬試験。
- (5) 1969年5月18日
アポロ10号: 第2回有人月着陸船搭載。月周回軌道における宇宙飛行士のデモンストレーション・ミッションを維持する施設の性能試験。
- (6) 1969年7月16日
アポロ11号: 初の人間月面着陸。
- (7) 1969年11月14日
アポロ12号: 第2回人間月面着陸。
- (8) 1970年4月11日
アポロ13号: 月周回軌道後宇宙機の酸化剤タンクの故障が発生したためミッションを断念し地球にもどる。
- (9) 1971年1月31日
アポロ14号: 第3回人間月面着陸。
- (10) 1971年7月26日
アポロ15号: 第4回人間月面着陸。月科学における3つの“J”ミッションの第1回目。第1回有人宇宙機からの衛星打上げ。
- (11) 1972年4月16日
アポロ16号: 第5回人間月面着陸。
- (12) 1972年12月7日
アポロ17号: 第6回人間月面着陸。これでアポロ計画打上げ終了。

開発機関名	開発着手年	打上げ実験開始年	通算成績 (成功/全回数) 1973年12月まで
MSFC, NASA	1962	1697.11. 9	10/12

	機 体				
	第1段 補助ロケット	第1段	第2段	第3段	第4段全段
各段名称	—	S-IC	S-II	S-IVB/ IU	—
長さ (m)	—	42.1	24.8	19.0	110.6
直径 (m)	—	10.1	10.1	6.6	10.1
重量 (ton)	—	2,236.53	497.61	123.14	—
製造契約者	—	BOEING	Rocketdyne	MDAC	—

	推 進 系				
	第1段 補助ロケット	第1段	第2段	第3段	第4段
エンジンの名称	—	F-1 (5本)	J-2 (5本)	J-2	—
エンジンの型	—	ターボ・ポンプ	ターボ・ポンプ	ターボ・ポンプ	—
推進薬 (酸化剤/燃料)	—	LOX/RP-1	LOX/LH ₂	LOX/LH ₂	—
推進薬重量 (ton)	—	2075.21	446.58	106.43	—
推力 (sec) (sea level/ vacuum)	—	5×715.2/ 5×815.3	—/5×105.4	—/89.63	—
燃焼時間 (sec)	—				—
比推力 (sec) (sea level/ vacuum)	—	266.7/293.9	—/424.9	—/426.3	—
燃焼圧力 (kg/cm ²)	—				—
混合比 (酸化剤/燃料)	—				—
ノズル開口比	—				—
流量 (kg/sec) (酸化剤/燃料)	—				—
エンジン製造 契約者	—	Rocketdyne	Rocketdyne	Rocketdyne	—

誘導方式		慣性誘導		製造契約者		IBM	
制 御 方 式	第 1 段 補助ロケット	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段		
	—	ジンバル	ジンバル	ジンバル	—		

衛星打 上げ能力* (kg)	打上げ 射場	軌道 傾斜角	高 度				
			185 km 円軌道	1,000 km 円軌道	遷移軌道	静止軌道	脱出軌道
	ETR	28.5°	12,000	82,500	60,000	(30,000)	50,000

*2,540 kg フェアリング使用時

第2表 NASA の打上げ予定* (1974~1976年)

機 種	歴 年	1974	1975	1976	計
SCOUT	NASA	4	3	—	7
	そ の 他	2	1	2	5
	小 計	6	4	2	12
DELTA	NASA	4	5	2	11
	そ の 他	8	11+3 B/U	7+1 B/U	26+4 B/U
	小 計	12	16+3 B/U	9+1 B/U	37+4 B/U
ATLAS/CENTAUR	NASA	—	—	—	—
	そ の 他	3	3	6+2 B/U	12+2 B/U
	小 計	3	3	6+2 B/U	12+2 B/U
TITAN/CENTAUR	NASA	2	2	1	5
TITAN-III C	NASA	1	—	—	1
計	NASA	11	10	3	24
	そ の 他	13	15+3 B/U	15+3 B/U	44+6 B/U
	合 計	24	25+3 B/U	15+3 B/U	67+6 B/U

注) B/U: 打上り備機 (Back up) のこと。

その他: NASA 本来の業務でない打上り依頼のこと (実費支弁打上り契約分)

第 16 図 NASA の組織 (1974 年 11 月 15 日付)*

第 17 図 NASA の予算・人員の推移 (1973 年まで)*

(377 頁よりつづく)

示されている。すなわち、プログラム・マネジャは NASA 内の各プロジェクトからなるある特定プログラム (NASA では、プログラムがプロジェクトより上位概念としている) に専属的に関与する NASA 本部の上級スタッフ担当官であり、該当プログラムに関する NASA 本部としてのガイド・ラインとコントロール文書を作成し、実行するとともに、その効果的ゼネラル・マネジメントを果たす全責任をもつ窓口 (focal point) である。(例: NASA 本部 OSS のデルタ・プログラム・マネジャ等)

一方、プロジェクト・マネジャは、NASA 本部および所属するセンターが指示するガイド・ラインとコントロールの範囲内で、そのプロジェクトの実行に関

する責任をもつ NASA の上級ライン担当官であり、それを効果的に、かつ毎日管理する全責任をもつもので、プロジェクトに直接関係するすべてのセンターおよびフィールド活動の窓口 (focal point) である。(例: GSFC の“デルタ・プロジェクト”および“SMS (Synchronous Meteorological Satellite) プロジェクト”等の各マネジャ)

このハンドブックには、GSFC におけるすべての主要フライトおよび打上げロケットの各プロジェクトの実行のための手続・手順と方針とを、1) プロジェクト管理、2) システム試験、3) 運用上の要求、4) プロジェクト審査、5) R&QA、6) データ利用と管理、7) 調達、8) 財政管理等にわたってまとめたもので、

マネジャ級の人およびこの分野に関心をもたれる各位には、日本における諸制度をふまえた上で、ぜひ一読願いたいものである。

NASA では、同一人が、10~10 数年間、同一のプログラムあるいはプロジェクトのマネジャを勤めている例が多い。

2. 3 宇宙科学局 (OSS) と打上げロケット・推進系 (LV&P) プログラム (1) NASA 本部内の宇宙科学局 (Office of Space Science; OSS) は、その前身である OSSA (Office of Space Science and Application) が 1973 年 12 月に、今の OSS と OA (Office of Application) とに 2 分された際、次に示す打上げロケットに関する担当部局となっている。

1) OSS は有人・無人自動宇宙飛行技術を用いて、宇宙およびその支配法則に関する人類の知識向上に役立つこと。

2) OSS はまた、NASA のすべての科学・応用分野用の無人自動の宇宙機 (spacecraft) を宇宙空間に輸

送すること。

また NASA 外の米国機関 (例: 海洋大気庁 (National Oceanic and Atmospheric Administration; NOAA), コムサット社 (COMSAT Corp.) 等), 米国外の政府機関, 国際機構 (例: インテルサット等) から打上げを要請された場合にも、OSS は実費支弁打上業務契約方式 (後述 5 章参照) により打上げを行うが、この打上げ依頼活動は、特に民間通信衛星分野 (例: Telesat Canada, WUT (Western Union Telegram), RCA Globcom/RCA Alascom, AT&T, GSAT, ASC, CML Satellite Corp 等) において急増しつつある。

OSS 内には、第 18 図に示す 4 つの主要プログラム (Launch Vehicle & Propulsion (LV&P), Planetary, Physics and Astronomy, および Lunar) があり、

第 18 図 NASA OSS の組織²⁾

第 20 図 宇宙輸送システムの決定プロセスを考慮すべき要素³⁾

第 19 図 ミッション打上げと OSS (LV&P プログラム) との関連⁴⁾

第21図 OSS LV & P プログラムの組織^{a)} 第22図 LV & P プログラムと各センターとの業務の関係^{a)}

前述の活動を行っている。この OSS と各ミッション計画から打上げに至るまでの業務の流れの概要を第19図に示すが、この期間は約2～4年ぐらいである。

また参考として、NASA/OSS が、将来の宇宙輸送システム決定のプロセスおよび考慮すべきファクタを第20図のように示しているが、国家的大型プロジェクトの計画策定上のトレード・オフに共通するファクタを簡潔にまとめている。(特に national considerations の重要視は興味深い)

(2) さらに OSS の4つのプログラムの中、打上げロケット関係を統制する“打上げロケット・推進系プログラム LV&P”には、第21図に示す各プログ

ラムがあるが、この機能・責任は次のようになっている。

1) NASA 内の各飛行プログラム・オフィスおよび NASA 外 (AEC (原子力委員会), DOD, NOAA, COMSAT; 外国・国際機構等) からの要請による無人・自動宇宙機の輸送システムおよび関連打上げ業務を提供すること。

2) 宇宙輸送システムを支援するための打上げロケットと推進系の開発・改良を行うこと。

3) ユーザ (潜在的ユーザも含む) から要請されるデータおよびその他の技術情報を提供すること。

この LV&P プログラムと関連センターの打上げロケット・プロジェクト、支援研究・技術 (SR&T; 後述3章参照) および打上げオペレーションとの機能関係を第22図に示す。

この中、各センターに対して SR & T は共通なものとなっており、またケネディ宇宙センター (KSC), ワロップス飛行センター (WFC) は、打上げオペレーションの射場となっているが、GSFC とジェット推進研究所 (JPL) は他のセンターと若干異なる機能も持っているので以下簡単にのべる。

GSFC は、地球周回科学応用衛星打上げロケット・プロジェクトおよび衛星追跡・データ・ネットワーク (Satellite Tracking and Data Network; STDN) のマネジメントと実行に対する責任をもつ。また JPL は、惑星の科学探査と NASA の深宇宙追跡通信網のオペレーションに関するプログラムの実行の責任をもつもので、カルフォルニア工科大学 (Cal. Tech.) との契約の下で運営される政府所有機関である。さらに JPL 内には、NASA 本部の一部としての NASA パ

第 23 図 NASA KSC の組織⁹⁾

第 24 図 KSC ULO の組織¹⁰⁾

サデナ・オフィス (NASA Pasadena Office; NAPO) があるが NASA の契約管理を Cal. Tech. とともに行う責任と、本部からの特命機能に対する責任をもっている。

2. 4 ケネディ宇宙センター (KSC) と無人打上運用部 (ULO) 1966 年以来、ケネディ宇宙センター (KSC) の組織は本質的変更はなく第 23 図に示すとおりである。KSC は、NASA 本部の OMSF, OSS の各プログラムおよび各センターのプロジェクトからの打上げ業務を移管されて実施する責任をもつ。この中、使い捨て打上げロケットの打上げオペレーションは、無人打上運用部 (Unmanned Launch Operation; ULO) で分担されており、第 24 図に示す組織でもって、後述する東部打上射場 (Eastern Test Range; ETR) および西部打上射場 (Western Test Range; WTR) の両射場における打上げ作業を米空軍の支援を得て、ロケット・衛星の主契約会社および射場支援契約会社が、ULO の監督・指示の下で実施している。すなわちユーザ (打上要請元) は、その衛星製作会社とともに衛星打上運用チームを作り、ULO 内の衛星・支援運用課 (Spacecraft & Support Operations Division) の指示・支援の下、衛星試験棟内での衛星単体のチェック・アウト・試験を行い、ロケット上段に衛星を取付けた以後は、ロケット打上運用チーム (ロケット製作会社が主体) の作業下に入り、発射に到る。ULO の本部は ETR 内にあり、ETR と WTR 両射場で、関連打上げロケットの打上げオペレーションを実施している。(ETR と WTR については後述第 4 章参照)

3. 打上げロケットに関する支援研究技術 (SR&T) プログラム

NASA における各プロジェクトの開発段階については、NASA で発行した PPP¹¹⁾ (Phased Project Planning; 段階的プロジェクト計画) にガイド・ラインとして、通常フェーズ A, B, C, D の各段階別に種々のべられているが、このようなプロジェクト開発とは別に第 22 図からも判断されるように、支援研究・技術 (Supporting Research and Technology; SR&T) が、重要視され各プロジェクトと並列に活動することを示している。

打上げロケットに関して SR&T 活動は、将来のプロジェクトに対処するため必要な支援研究をシステムティックに先行させることによって、予想されるミッション達成に役立つシステム・マネジメント上の判断資料を与えることとなっている。この SR & T 活動は、NASA 全体としての研究・技術プログラムを統

制する航空宇宙技術局 (Office of Aeronautics and Space Technology; OAST) と調整の上、承認され、本部の各プログラムからの指示で関連センターにおいて実施されている。

打上げロケットに関する SR & T 活動は、誘導・制御、航法、計測・電子、構造・材料、ロケット技術の主要分野に分けられているが、現在の活動目的は、小型・中型打上げロケットの各プロジェクトに対する技術要求条件を明確にすること、スペース・シャトルに課せられるであろう種々のミッション用上段ロケットの要求条件を調整することに焦点が当てられている。これら SR & T 活動の例を示すと、誘導制御分野では、各ハードウェア製作上の手順とプロセスを調査して高信頼性長寿命のハイブリッド・マイクロエレクトロニクス・モジュールの製作を改良することがあげられる。この回路は、デルタとセントール・ロケットに広く採用されているが、コンタミネーションにより故障する場合が発生しており、これはコンタミネーション除去対策によってロケットの信頼性を向上しようとするものである。計測・電子分野では、打上げロケットのスピニング上段搭載テレメータ装置に適合する軽量の S-バンド・アンテナの採用と可能性が解明され、アンテナ設計におけるマイクロストリップ・ラジエータ技術による軽量化が行われた。

構造・材料分野では、マルチレイヤ・インシュレータの可能性が証明され、極低温推進剤タンクが、重量・複雑性の大幅の増加なしに製作できる見込みがたった。

一方、今後も続行されるであろう先行研究としては、将来の惑星および静止ミッションに対する主推進系と考えられている太陽電気推進系 (Solar Electric Propulsion; SEP) の研究およびスペース・シャトル/タグの最初の応用と考えられている SEP 付地球周回ミッションの詳細評価があげられる。さらにスペース・シャトル用 SEP 付上段、惑星ミッション用 (オプション) の固体キック・モータ、および使い捨て打上げロケットのフェーズ・アウト対策 (打上げコスト低減と信頼性向上) に関する研究は、さらに続くであろう。

NASA の 1975 会計年度 SR & T プログラムとしては、SEP 系の推進能力、将来の高軌道ミッション用ソーラアレイ技術、現用誘導システムのコスト・ダウンと信頼性向上化およびロケット飛行中に発生する流出物の大気層効果に関する研究等が計画されており、このところ毎年約 400 万 \$ のオーダの予算で実施されている。

4. 打上げ射場

4.1 全 般 既述の7機種を使い捨て打上げロケットと使用射場との対応は、次のようになっている。

(1) 東部打上射場 (ETR): DOD/USAF と NASA が管理運用。

デルタ, アトラス/セントール, タイタンⅢE/セントール, タイタンⅢC, サターン IB, サターンV を使用。

(2) 西部打上射場 (WTR): DOD/USAF と NASA が管理運用。

スカウト, デルタ, アトラス/セントール, タイタンⅢCを使用。

(3) ワロップス飛行センター (WFC): NASA が管理使用。スカウトを使用。

これら3射場の概略図を第25~27図に示す。

米国には、上記の射場のほか、Pacific Missile Range (PMR; U.S. NAVY), White Sands Missile Range (WSMR; U.S. ARMY) および Kwajalein Missile Range (KMR; U.S. ARMY) があり、WFCを除いた5つの射場は、ナショナル・レンジ (National Range) と称されて DOD が総括している。

4.2 東部打上射場 (ETR) ETR は正式には AFETR (AirForce Eastern Test Range) と呼ばれるもので、大西洋に面したフロリダ州、ケープ・カナベ

ラル(1974年春ごろ、ケープ・ケネディから元の地名に戻った)にある USAF 管理のケープ・カナベラル空軍ステーション (Cape Canaveral Air Force Station; CCAFS) およびこととその西側の本土との間のメリット島にある NASA 管理の KSC とを打上げ基地とし、さらに南西方向の海岸線に沿うダウン・レンジ方向に点在する島々 (Grand Bahama, Eluethera, San Salvador, Grand Turk, Puerto Rico, Antiga, Ascension の各島) にある光学・電波追跡所等を含めた広範囲の領域を ETR と称しているが、狭義には、単に CCAFS の打上基地を指して用いることが多い。

CCAFS から約 20 マイル南方にあるパトリック空軍基地 (Patrick Air Force Base; PAFB) 内には、ETR 本部、技術ラボ、飛行場等があり、この ETR 本部において、米国内外の打上げ予定の具体的調整を行うとともに、ETR の地上設備・施設の整備、火災、救助、警備およびレンジ・セーフティを含めた射場オペレーションを射場契約会社 (パンアメリカン社と RCA 社) に委託して管理・実施している。また必要な場合、ダウン・レンジ計則・通信用専用機が PAFB から出発して、広く大西洋上を飛行してテレメータ受信や通信の中継等を行っており、さらに CCAFS の南端入口近くにあるカナベラル港からは、ダウン・レンジ計測専用船が大西洋および印度洋にわたって運用されている。

第 25 図 WTR, ETR の範囲¹²⁾

第26図 WTR, ETR 内の射点配置図²⁾

最近の ETR 施設・設備および運用上の動向としては次のようなものがある¹⁴⁾。米三軍で開発している一連の小型ミサイル(TGSM, SRAM, SAM-D, Pershing 等)の地上発射試験場として活動を始めていること、過去 20 年間にわたり ETR からは極軌道ミッションは打上げないとの方針であったが、ロケットの信頼性も向上してきたので、ミッションによっては、極軌道打上げも再考されていること(この場合、レンジ・セーフティの見地から、打上げ後、ロケットがフロリダ半島や、その南方の島々や中南米大陸上空通過をさせるためドッグ・レグ・フライトを行う必要がある): またダウン・レンジ局も含めた射場施設の近代化が着着行われていること(例えば、従来の追尾レーダではロケットの真の現在位置に若干のタイム・ラグがあり、これをなくす目的をもつ新しい ON-AXIS 型レーダへの更改、レンジ・セーフティ用の IIP (Instantaneous Impact Point) プロットをブラウン管表示にしたりして、射場利用者に対して計測データ処理設備を魅力的にしている)などである。

人工衛星を ETR から打上げる場合には、その打上げロケットの種類によるが、通常打上日の 1~2 か月前に CCAFS 内の飛行場に空輸されて、衛星試験棟内でのチェック・アウト終了後、打上げロケットに取付けられて発射準備作業、カウント・ダウン作業に移行される。

4.3 西部打上射場 (WTR) WTR も正式には AFWTR (Air Force Western Test Range) と呼ばれ、太平洋沿岸カルフォルニア州のバンデンバーグ空軍基地 (Vandenberg Air Force Base; VAFB) 内に打上基地(射点約 20)をもち、そのダウン・レンジ域は、米陸軍のクワゼリン・ミサイル射場 (KMR) から南極方向の広範囲にわたる島々 (Hawaii, Phenix,

Johnston, Kwajalein, Wake 等)にある追跡所を含めた領域を WTR と称しているが、狭義には VAFB 内の打上基地を指して用いることが多い。前述の ETR とは一応 90°E の印度洋上をもって区分けしている。

WTR での打上運用管理は、VAFB 内にあるスペース・ミサイル試験センター (Space and Missile Test Center; SAMTEC) によって行われ、NASA としては、前述の KSC の ULO の一部門としての機能を、この SAMTEC の管制の下、極軌道ミッションを主体にして運用している。

また ETR と同様に、その射場施設の更改を行いつつある。(特にレーダ、レンジ・セーフティ用ディスプレイ)

なお太平洋上に点在する米国の地上施設・設備を使用するロケット打上げに関しては、DOD の統合太平洋域打上予定調整局 (Joint Pacific Area Scheduling Office; JPASO) によって毎月、次の 6 か月ごとの打上げスケジュール設定の調整が行われ、運用されている¹⁶⁾。

4.4 ワロップス飛行センター (WFC) WFC は、1958 年の NASA 発足以来、ワロップス・ステーションと呼ばれ、NASA 本部の管理の下、運用されている打上基地で、バージニア州チェサピーク湾を包むように張り出したデルマルヴァ半島の大西洋岸に設けられているが、1974 年 3 月の NASA 組織変更の折、ワロップス飛行センター (WFC) と改称された。

この WFC は、第 28 図に示す組織でもって各種の小型無人ロケットによる空気力学の研究、科学観測、およびスカウト・ロケットによる科学衛星等の打上運用を、レンジ・セーフティ運用も含めて NASA 独自で実施している射場である。またここは、米国内外の諸機関からの要請によって、打上運用・射場運用上

第 27 図 WFC の配置図¹³⁾

第28図 WFCの組織

の要員の訓練および関連研修を実施している唯一の NASA のフィールド・センターとして知られている。

5. NASA の人工衛星実費支弁打上業務

5.1 全般 1972年(昭和47年)10月9日付の米大統領声明¹⁶⁾による打上援助方針に従って、米国内は勿論のこと、ヨーロッパ各国、最近では我国も NASA のロケットによる人工衛星打上計画が実施されつつあり、これらに関する NASA の活動は、アポロ計画後の予算人員縮小下においても、今後スペース・シャトル運用時代までかなりの比重を占めて行くものと思われる。以下この声明文の要旨をのべてみよう。

I. 米国の打上援助は、その衛星計画が平和的利用を目的とし、関連ある国際協定に基づく義務に違背しないものである限り、関心をもつ国家および国際機関(例: インテルサット)に、国際公衆電気通信業務用を目的とする衛星、および将来の実用衛星に対して条件付で適用される。

II. この打上援助は、米国法律に基づき、米国基地から〔共同方式または実費支弁方式 (reimbursable basis) または米国打上業務支援による〕、または外国基地から(適切な米国ロケットの購入による)利用できる。外国基地から打上げられる場合には、米国は、打上げロケットが米国の事前同意なしに第三者によって利用されないよう保証を要求する。

III. 米国基地から打上げる実費支弁打上業務の財政条件に関しては、外国利用者は、米国々内の類似の非政府機関利用者と同一基準で経費を請求される。

IV. 米国基地における外国衛星の打上げ優先度とスケジュールについては、米国の打上げと同じ基準で取扱う。個々の打上げは、それ自身の要求条件に基づき個別に取扱われる。衛星が利用できる時期およびその打上げ可能時間帯(ランチ・ウィンドウ)の要求が

判明した時点において打上日をその時期に合わせるよう調整する。もし不一致が生じた場合には、米国はすべての関係当事者と公平な解決のための協議をする。

この声明文は、アポロ計画後の時代における米国の打上げロケットの対処方針として各国に大きな反響を起し、それぞれの宇宙開発利用計画にかなりの手直しを加えるに到っている。我国においても1970年(昭和45年)10月に決定された現在のN計画(昭和50年の夏期にその最初のNロケットによる人工衛星の打上げが種子島宇宙センター・大崎射場において実施される予定)、の一連のミッション、すなわち技術試験衛星I型(ETS-I)、電離層観測衛星(ISS)、技術試験衛星II型(ETS-II)、および実験用静止通信衛星(ECS)と併行してGMS、CSおよびBSの静止軌道衛星計画が48年度の宇宙開発計画において認められていることは、周知のとおりである。この3種の静止衛星は、いずれも米国基地から米国ロケットによる実費支弁打上業務契約に基づいて打上げられる予定であるが、この実費支弁打上業務とはどのようなものなのか、わが国にはなじみのうすいこの業務の範囲と支払方法について以下にその概要をのべてみる。

5.2 実費支弁打上業務の範囲、費用回収方法 前項でのべた米大統領声明文発表後約3か月たった1973年(昭和48年)1月12日、この実費支弁打上業務の米国担当機関としてのNASAは、米政府機関以外の利用者に対する実費支弁打上業務に関するNASA基本方針NPD-8610.5¹⁷⁾を発表し、これに基づいた各種のガイド・ライン、手続書等を各ロケットごとに整備中であるが、これらの要点を以下に示す。

5.2.1 実費支弁打上業務の範囲⁴⁾ NASAはユーザとの契約または協定条件に従って、宇宙飛行に関連する打上げロケット、地上設備、材料その他に必要なすべての発生経費を実費支弁ロケットのような大口分をNASAが一括たてかえて前払いをする。これらの業務は、(1)特定の打上段階のみ、(2)打上段階と特

定の衛星軌道段階、(3)特定の軌道段階の3段階のどれかに付随する活動に分けられる。NASA が実費支弁する業務費目は次の9アイテムとなっている。

(1) 打上げロケット、打上作業および関連装置・材料ならびに支援業務：これらはユーザ要求を満足するため発生するもの。

(2) プロジェクト管理とエンジニアリング支援業務：これらは、飛しよう経路・軌道投入誤差・荷重強度・分離等の解析計算、試験およびロケットの信頼性改善または運用上の整合性を保つためのシステム改修を行うのに必要な技術スタッフの維持を含むもので、使用ロケットの契約会社で発生するもの。

(3) 打上げシステムの性能向上業務：ユーザのミッション達成のため必要に応じて発生するもの。

(4) 契約管理業務：ユーザのミッション達成上必要なすべての NASA 契約分と DOD の関連部門で発生するものを含む。

(5) 射場支援業務：DOD (USAF) で発生するもの。(レンジ・セーフティ関係)

(6) ロケットの追尾、データ取得、ミッション・コントロール通信およびデータ処理業務：NASA 発生分。

(7) プロジェクト管理、技術支援および関連業務：これらはユーザとの契約または協定に基づく要求条件を満足するための装置と業務に対して責任をもつ NASA のフィールド・インストラクション部門が行うもの。また WFC で NASA が行う打上げと射場業務とを含む。ユーザのミッション達成に直接対応するこれらの活動や関連アイテムのための発生経費には、(a) NASA 職員および NASA 内で働く契約会社要員の給料、手当ならびに旅費、(b) コンピュータと関連業務費、(c) 装置、材料、推進剤および後方支援費を含む。

(8) 米政府所有施設および投資装置：

(9) NASA の間接費および一般管理費：

このように衛星ミッション達成支援のため、限定された運用段階について、発生するすべての費用を、次の項でのべる方法によって NASA がユーザに請求するのがこの実費支弁方式である。

5.2.2 打上げ費用の回収方法⁴⁾ NASA における1975会計年度で予想される実費支弁打上業務経費見積りは、96.8百万ドル(内、デルタは42.0、アトラス/セントールは51.5、スカウトは3.3百万ドル)となっており今後さらに増加するものと予想される。以下打上経費回収手順の概要を、需要の多いデルタ・ロケットについて示すが、他のロケットについても略同様とみなされる。

(1) 全 般 実費支弁方式に基づく打上業務の NASA が負う経費は、見積費用 (estimated cost) によってまず回収される。そのあとは、実費 (actual cost) に基づいて、ユーザと最終経費設定がなされ、見積費用との差額が回収される。

(2) 見積費用 実費支弁方式によるユーザが打上げ業務の提供方 NASA に要請した後、NASA は従来の典型的打上げミッションの過去の打上げ実績経費を基にして第1次の見積費用をユーザに提出する。さらにミッション個有の発生経費を加味した見積経費が、次の打上業務契約書に含まれてくるが、正式の契約書には、契約有効期間中、見積費用が著しく変動すると考えられる場合には、これを考慮した見積費用にして含まれる。この契約書には、その契約で要求される“その他の雑業務費用”およびある特別事情により発生する“追加費用”が、本来の見積費用とは分離されて含まれる。この2種の費用は、容易には確定しないので別枠となってくる。

(2) 支払法 打上業務の見積費用は、契約書に含まれる分割支払予定表に従って NASA に支払われる。この支払は、ユーザが請求書を要請しなければ、毎回請求書なしで、通常3か月ごとの指定日に支払うことになる。その他雑業務費用と追加費用については、それぞれ別途の支払予定と請求書とに基づいて支払う。

(4) 見積費用と予備的審査 NASA は、打上げ後6か月以内に、契約書に示した見積費用の予備的審査を行うが、この結果、ユーザの支払うべき実費がその見積費用に対し10%以下または以上になった場合には、適切な調整をしてユーザ側に払い戻し(クレジット)または追加請求書を送付する。

(5) 打上費用の最終確定 実費打上業務が終了した日から3年または2年以内のできるだけ早い時期に、NASA は打上げに要した実費の最終審査を行い、その結果をユーザに報告する。そしてユーザがすでに支払の終わった見積費用と実費との差額に対する払い戻し(クレジット)または追加請求によって調整がなされる。ユーザは、この NASA の最終審査報告書を受領した60日以内に、その妥当性を見直しを NASA に要請できる。もしこの見直し審査が要請されれば、NASA はユーザと協議して、その実費の最終決定を行うことになる。

現在、宇宙開発事業団は、前述した GMS, CS および BS 3種の静止衛星米国打上依頼業務を、この実費支弁方式に基づいて実施すべく準備中である。

第3表 デルタ・ロケットの打上げ成功率
(衛星が予定の軌道に投入されなかった場合を不成功とした)

年 代	年 代 別			累 計		
	成功数	打上数	成功率	成功数	打上数	成功率
1960	2	3	0.67	2	3	0.67
1961	3	3	1.00	5	6	0.83
1962	9	9	1.00	14	15	0.93
1963	7	7	1.00	21	22	0.95
1964	4	5	0.80	25	27	0.93
1965	7	8	0.88	32	35	0.91
1966	8	8	1.00	40	43	0.93
1967	12	12	1.00	52	55	0.95
1968	7	8	0.88	59	63	0.94
1969	9	11	0.82	68	74	0.92
1970	7	7	1.00	75	81	0.92
1971	4	5	0.80	79	86	0.92
1972	7	7	1.00	86	93	0.92
1973	5	6	0.83	91	99	0.92
1974*	5	7	0.72	96	106	0.91

* 1974年12月18日現在まで (デルタ106号機迄)

6. NASA のデルタ・プログラムについて

(1) デルタ・ロケット・シリーズは、NASA がマクダネル・ダグラス社 (MDAC) を主契約会社として開発したもので、1960 年のデルタ 1 号機打上げ以来 14 年間にわたり宇宙の働き馬 (space work horse) として活躍し、今後もアトラス/セントールの打上能力以下の中型科学・実用衛星打上げ用ロケットとして期待されている。このデルタ・ロケット・シリーズの現用型はデルタ 2914 であるが、NASA 自身が出費してこれ以上のものを製作する考えはない模様である。〔後述 (2) 項参照〕デルタ・ロケットの打上げ成功率、名称、概要を第 3～5 表に示す。この 2914 型は、1.2 項で既にのべてあるように、慣性誘導システム (Digital Inertial Guidance System; DIGS) を採用した各段直径がすべて 8 ft (=2.44m) のいわゆるストレート・エイト・デルタと呼ばれる 3 段式ロケットで、第 1 段エンジンとして従来の MB-3/Block III 型の代わりにサターン-IB 用 H-1 エンジンを RS-27 型と命名したものを、また第 2 段エンジンとしてアポロ宇宙船の月着陸降下用エンジン (Lunar Module Descent Engine; LMDE) を TR-201 型と命名したものを採用している。これらのエンジンはいずれも有人アポロ計画用として高信頼性の認定をうけて設計・製作したものの余剰品をデルタ・ロケットの信頼性向上のために用いたもので、ミッション適合性も高く (2 段式による極軌道打上げも可)、低コストの輸送システムとなっている。またこの 2914 型は、1974 年 4 月 13 日に ETR から打上げた WESTAR-A ミッ

ション用をその第 1 号機として運用が始まったが、NASA が 1973 年に実費支弁打上契約を行った内容は、WUT (3 件)、COMSAT (3 件)、RCA (2 件; ただし後述するデルタ 3914 型)、欧州宇宙研究機構 (ESRO) (1 件) および西独/仏共同 (2 件) の計 11 ミッションであり、一方 1974 年 6 月ごろ NASA の GSFC にあるデルタ・プロジェクトが発表した今後 1978 年までの打上げ予定ミッションは、第 6 表に示すように相当の数であり、米国内外の政府機関あるいは民間ユーザに対して重要かつ価値ある有力な打上げロケットであることが判る。ここで興味深いのは、当時においては、まだ予想段階にすぎなかったものまで取上げて表示していることで、NASA の PR 的な一面も伺えるように思える。

(2) デルタ 3914 型は、現在 NASA として公認されていないが、この辺の事情を把握しておく必要がある。1973 年、米政府/NASA は、アポロ計画以後の新しい再使用可能な宇宙輸送システム (=スペース・シャトル) の計画促進および現在の使い捨てロケットのフェーズ・アウトの見地から、使い捨てロケットのペイロード打上能力向上を目的とした改良は今後行わない (ただし信頼性向上のための改善はよい) との方針を立てた。しかるに NASA が潜在的ユーザとの打合わせにおいて、ある民間ユーザ (RCA) が、自社費用でもって、打上能力をデルタ 2914 型よりも約 30 % 大きく、アトラス/セントール (約 3,900 ポンド/1,770 kg) よりも小さいデルタ性能向上型を静止通信衛星打上げ用として、MDAC と検討していることが判明した。この性能向上型が、デルタ 3914 型と呼ばれるもので 2914 型の第 1 段補助ロケット・モータ (キャスター II, 9 本) をさらに大型化 (キャスター IV, 9 本, 1 本当たり平均推力が約 6 割増しただけで、あとはほとんど 2914 型と同じコンフィギュレーション) したもので、185 km×36,000 km のノミナル・トランスファ軌道投入能力が約 1,550 lb (約 704kg) から約 2,000 lb (約 910 kg) となり、WES-TAR-A の 12 チャンネル能力 (カラー・テレビ 1 チャンネルまたは電話回線 7,200 に対応) を 24 チャンネルに倍増し、かつ打上げコストをアトラス/セントール (約 2,000 万ドル) の約半分にしようとするものである。

しかし NASA としては、前記の基本方針を打ち出したばかりであって、この 3914 型を正式に認める訳にいかず苦慮したようであるが、結局 3914 型の改良に必要な費用は RCA が出すという提案を受け入れ、NASA は技術指示 (technical direction) を行い、純然たる民間基金による方法で 3914 型の開発を認めることとした。その結果、NASA は実費支弁打上契約

(405 頁へつづく)

第4表 デルタ・ロケットの全段/各段別名称一覧¹⁰⁾

ロケット名称		第1段推進システム			第2段推進システム	第3段推進システム	フェアリング
MDAC 名称	NASA 名称	MDAC 名称	エンジン	補助ブースタ			
DM-19	DELTA	DM-19	MB-3, BLOCK I	NONE	AJ10-118	X-248	小型あるいは気泡型 65"
DSV-3A	DELTA A	DM-21	MB-3, BLOCK II	NONE	AJ10-118	X-248	
DSV-3B	DELTA B	DSV-2A	MB-3, BLOCK II	NONE	AJ10-118A	X-248	
DSV-3C	DELTA C	DSV-2A	MB-3, BLOCK II	NONE	AJ10-118D	X-258/FW-4	
DSV-3	DELTA D	DSV-2C	MB-3, BLOCK III	3 CASTOR I/II	AJ10-118D	X-258	
DSV-3E	DELTA E			3 CASTOR I/II	AJ10-118E	X-258/FW-4D	
DSV-3F	DELTA F			NONE		FW-4D	
DSV-3G	DELTA G			3 CASTOR I/II		NONE	
DSV-3H	DELTA H			NONE		NONE	
DSV-3J	DELTA J	DSV-2C		3 CASTOR I/II		TE-364-3	
DSV-3L	DELTA L	DSV-2L-1B		3 CASTOR II		FW-4D	従来型 65"
	DELTA M			3 CASTOR II		TE-364-3	
	DELTA N			3 CASTOR II		NONE	
	DELTA M-6			3 CASTOR I/II		TE-364-3	
DSV-3L	DELTA N-6	DSV-2L-1B		3 CASTOR I/II	AJ10-118E	NONE	
DSV-3N	DELTA 300	DSV-3N-1		3 CASTOR II	AJ10-118F	NONE	
	DELTA 302			3 CASTOR II		FW-4D	
	DELTA 303			3 CASTOR II		TE-364-3	
	DELTA 304			3 CASTOR II		TE-364-4	
	DELTA 600			6 CASTOR II		NONE	
	DELTA 602			6 CASTOR II		FW-4D	現用型 96"
	DELTA 603			6 CASTOR II		TE-364-3	
	DELTA 604			6 CASTOR II		TE-364-4	
	DELTA 900			9 CASTOR II		NONE	
	DELTA 902			9 CASTOR II		FW-4D	
	DELTA 903			9 CASTOR II		TE-364-3	
DSV-3N	DELTA 904	DSV-3N-1	MB-3, BLOCK III	9 CASTOR II	AJ10-118F	TE-364-4	
DSV-3N	DELTA 1600	DSV-3N-1A	MB-3, BLOCK III	6 CASTOR II	AJ10-118F	NONE	65"
	DELTA 1603			6 CASTOR II		TE-364-3	96"
	DELTA 1900			9 CASTOR II		NONE	
	DELTA 1903			9 CASTOR II		TE-364-3	
DSV-3N	DELTA 1904	DSV-3N-1A		9 CASTOR II		TE-364-4	
DSV-3P	DELTA 1910	DSV-3P-1		9 CASTOR II		NONE	
	DELTA 1913	DSV-3P-1		9 CASTOR II		TE-364-3	
DSV-3P	DELTA 1914	DSV-3P-1	MB-3, BLOCK III	9 CASTOR II	AJ10-118F	TE-364-4	
DSV-3P	DELTA 2310	DSV-3P-1A	RS-27	3 CASTOR II	TR-201	NONE	
	DELTA 2313			3 CASTOR II		TE-364-3	
	DELTA 2314			3 CASTOR II		TE-364-4	
	DELTA 2910			9 CASTOR II		NONE	
	DELTA 2913			9 CASTOR II		TE-364-3	
DSV-3P	DELTA 2914	DSV-3P-1A	RS-27	9 CASTOR II	TR-201	TE-364-4	96"

デルタ・ロケットの NASA 名称法 (3~4 digit series)

DELTA の NASA 名称法は、当初 DELTA A, B, ……とアルファベット名であったが、1972 年 7 月 23 日 WTR から打上げた ERTS-A 打上げロケットから DELTA 900 というような 3~4 digit series で呼ばれている。

以下、これについて示す：

DELTA 2914

→ 1 桁目
→ 4 桁目

第4桁目 (第1段のコンフィギュレーションを示す)

- 0 : 標準型ロングタンク, MB-3/BLOCK III エンジン付
- 1 : 延長型ロングタンク, MB-3/BLOCK III エンジン付
- 2 : 延長型ロングタンク, RS-27 (旧 H-1) エンジン付

注) 0 は省略することが多い

第3桁目 (第1段補助固体ロケット・モータのコンフィギュレーションを示す)

- 0 : 固体補助ブースタなし

- 3 : 補助ブースタ (Castor II) 3 本付
- 6 : 同 上 6 本付
- 9 : 同 上 9 本付

第2桁目 (第2段のコンフィギュレーションを示す)

- 0 : NTO/A-50 推進剤, 65 in フェアリング付, DIGS (DELTA INERTIAL GUIDANCE SYSTEM) 付
- 1 : NTO/A-50 推進剤, 95 in フェアリング付, DIGS 付

第1桁目 (第3段固体ロケット・モータのコンフィギュレーションを示す)

- 0 : 第3段モータなし
- 2 : FW-4 固体モータ付
- 3 : TE-364-3 固体モータ付
- 4 : TE-364-4 固体モータ付

NASA モデル名称	DELTA	DELTA A	DELTA B	DELTA C	DELTA D	DELTA E
MDAC モデル名称	DM-19	DSV-3A	DSV-3B	DSV-3C	DSV-3D	DSV-3E
別 名 称	—	Improved Delta	Improved Delta	—	TAD	TAID
打上能力 (kg)	45(100lbs)	68(150lbs)	68(150lbs)	82(180lbs)	104(230lbs)	150(330lbs)
ロケット形状 および 主改良項目 (■部が) (変更箇所)	 ・★3段モータ X-248 ・★2段推進方式 BTL-300 ・★2段エンジン AT-10-118 ・★1段エンジン MB-3/フロッグ-I	 ・★2段レトロモータ後着可能 ・★1段性能向上エンジン MB-3/フロッグ-II	 ・★2段タンク大型エンジン AJ-10-118A ・誘導方式 BTL-600に変更(信頼性向上)	 ・★3段モータ X-258 ・「フェアリング」大型 ・★2段エンジン AJ-10-118D	 ・★1段補助ブースタ装置(CASTOR I) ・★1段エンジン MB-3/フロッグ II	 ・フェアリング大型 ・★2段タンク大型エンジン AJ-10-118E ・補助ブースタ CASTOR I または CASTOR II
打上げ	1960 { ① NASA ECHO A-10 -----5.13 ② NASA ECHO 1 -----8.12 ③ NASA TIROS 2 -----11.23 }	1962 ① NASA EXPLORER 14 -----10.2 ② NASA EXPLORER 15 -----12.27	1962 ③ NASA RELAY 1 -----12.13	1963 ④ NASA EXPLORER 18 -----11.26	1964 ⑤ NASA SYNCOM III -----8.19	1965 ⑥ NASA EXPLORER 29 -----11.6 ⑦ NASA PIONEER 6 -----12.16
衛星名称	1961 ● NASA EXPLORER 10-325 ● NASA TIROS 3 -----7.12 ● NASA EXPLORER 12 -----8.15		1963 ⑧ NASA SYNCOM 1-----2.14 ⑨ NASA EXPLORER 17 -----4.2 ⑩ ATTELSTAR II-----5.7 ⑪ NASA TIROS 7-----6.7 ⑫ NASA SYNCOM II -----7.26 ⑬ NASA TIROS 8 -----8.27	1964 ⑭ NASA EXPLORER 21 -----10.3 ⑮ NASA EXPLORER 26 -----12.21	1965 ⑯ COMSAT EARLY BIRD-----4.6	1966 ⑰ NASA ESSA 2-----2.28 ⑱ NASA BIOS A -----12.14
注) [] はミッション不成功(計9ミッシェン)			1964 ⑭ NASA RELAY 11 -----1.21 ⑮ NASA IONOSPHERE BEACON -----3.17	1965 ⑯ NASA TIROS 9-----1.22 ⑰ NASA OSO 11-----2.3 ⑱ NASA EXPLORER 28 -----5.29 ⑲ NASA TIROS 10 -----7.1 ⑳ NASA OSO C' -----8.25		1967 ㉑ NASA BIOS B -----7.7
注2) O内の数値はデリダ打上げ号機番号				1966 ⑳ NASA ESSA 1-----2.3 ㉑ NASA EXPLORER 27 -----5.25		
注3) 5.13は5月13日の意味				1967 ㉒ NASA OSO III-----9.8 ㉓ NASA OSO IV -----10.18		
注4) 5.13は5月13日の意味				1969 ㉔ NASA OSO F-----12.2		
注5) DELTA-Eはコンフィギュレーションとしては考えられるが実際には打上げられていない。						
主 要 諸 元	全 長(m) 外 径(最大)(m) 打上げ重量(TON) 平均推力(ton) ★1段燃焼時間(s.L.) ★1段合計	26.5 (86'11") 2.44 (8FT) 51.5 (113,500lbs) 68 (150,000lbs) 77 (170,000lbs)	26.5 (86'11") 2.44 (8FT) 51.5 (113,500lbs) 77 (170,000lbs)	27.4 (89'11") 2.44 (8FT) 52 (114,200lbs) 77 (170,000lbs)	27.4 (89'11") 2.44 (8FT) 52 (114,700lbs) 77 (170,000lbs)	28 (91'10") 2.44 (8FT) 65 (143,300lbs) 71 (156,450lbs) 71 (156,450lbs) 14.8
備 考		★1段をDM-21と称す。			TAD = Thor-Augmented Delta	TAID = Thor-Augmented Improved Delta

デルタ 1 号機～デルタ 106 号機まで)

DELTA E	DELTA J	DELTA LMN	DELTA N-6	DELTA 904	DELTA 1914	DELTA 2914
DSV-3E-1	DSV-3J	DSV-3L	DSV-3L	DSV-3N	DSV-3P	DSV-3P
TAID	TAID	LTD/LTTD	同 左	同 左	Straight Eight Delta	Straight Eight Delta
150 (330 lbs)	263 (580 lbs)	356 (785 lbs)	454 (1000 lbs)	635 (1400 lbs)	630 (1390 lbs)	703 (1550 lbs)
<ul style="list-style-type: none">・オ3段モータ FW-4D	<ul style="list-style-type: none">・オ3段モータ TE-364-3・スピナー・アール 大型	<ul style="list-style-type: none">・オ1段ロケット・タンク・補助ブースタは CASTOR II	<ul style="list-style-type: none">・オ1段補助ブースタ 6本 (CASTOR I 3本 CASTOR II 3本)	<ul style="list-style-type: none">・オ3段モータ TE-364-4・オ2段エンジン AJ10-118F・オ1段補助ブースタ 6本 Castor II・UBT付・誘導 DIS付	<ul style="list-style-type: none">・フェアリング大型・オ2段外径大・オ1段タンク延長・UBT付	<ul style="list-style-type: none">・オ2段エンジン TR-201・オ1段エンジン RP-27
1966 ⑨ NASA EXPLORER 33 ----- 2.1 ⑩ NASA PIONEER 7 ----- 8.17 ⑪ NASA ESSA 3 ----- 10.2 ⑫ COMSAT INTELSAT II ----- 10.26	1968 ⑨ NASA EXPLORER 33 XXXVIII ----- 2.4	1968 ⑨ NASA ESSA 7-2.16 ⑫ COMSAT INTELSAT III ----- 2.18 ⑬ NASA ESSA 8-12.15 ⑭ COMSAT INTELSAT II ----- 12.18 1969 ⑭ COMSAT INTELSAT III ----- 2.5 ⑮ COMSAT INTELSAT III ----- 5.21 ⑯ NASA BIOS D ----- 6.28 ⑰ COMSAT INTELSAT III ----- 7.25 ⑱ NASA OSO 4 ----- 8.9 ⑲ NASA PIONEER 10 ----- 8.29 ⑳ SKYNET A ----- 8.31 1970 ⑮ COMSAT INTELSAT III ----- 1.14 ⑯ NATO A ----- 3.20 ⑰ COMSAT INTELSAT III ----- 4.22 ⑱ COMSAT INTELSAT ----- 7.23 ⑳ SKYNET B ----- 8.19 1971 ⑱ NATO B ----- 2.2 ⑲ NASA OSO-H ----- 7.29 1972 ⑲ NASA HEOS-A2 ----- 4.31 ⑳ NASA TD-1 ----- 3.12	1970 ⑮ NASA TIROS M ----- 1.23 ⑯ NASA ITOS-A ----- 12.11 1971 ⑮ NASA IMP I ----- 3.13 ⑯ NASA ITOS-B ----- 12.21 (3段タンク) 1973 ⑮ NASA ITOS-E ----- 7.16 (DELTA 300) ⑯ NASA IMP-J ----- 12.26 (DELTA 1604) ⑰ NASA ITOS-F ----- 11.6 (DELTA 300) ⑱ NASA AE-C ----- 12.16 (DELTA 1900)	1972 ⑮ NASA TELESAT-A ----- 1.10 (DELTA 1914) 1973 ⑮ NASA TELESAT-B (DELTA 1914) ----- 4.20 ⑮ NASA RAE-B ----- 6.10 (DELTA 1913)	1974 ⑮ NASA SKYNET-III (DELTA 2313) ----- 4.18 ⑯ WUT WESTAR-A (DELTA 2414) ----- 4.13 ⑰ NASA SMS-A (DELTA 2414) ----- 5.17 ⑱ WUT WESTAR-B (DELTA 2414) ----- 10.10 ⑲ NASA ITOS-G (DELTA 2310) ----- 11.15 ⑳ UK SKYNET-III (DELTA 2313) ----- 11.23 ㉑ 西村/中 SYMPHONIE-A (DELTA 2914) ----- 12.18	
28 (91'10")	28 (91'10")	32.37 (106'24")	32.37 (106'24")	32.46 (106'6")	35.1 (115'4")	35.1 (115'4")
244 (8FT)	244 (8FT)	244 (8FT)	244 (8FT)	244 (8FT)	244 (8FT)	244 (8FT)
68 (149,700 lbs)	68 (149,700 lbs)	90 (198,400 lbs)	103 (227,800 lbs)	117 (257,200 lbs)	132 (292,000 lbs)	132 (292,000 lbs)
77 (170,000 lbs) 71 (156,450 lbs) 148	77 (170,000 lbs) 71 (156,450 lbs) 148	77 (170,000 lbs) 71 (156,450 lbs) 148	77 (170,000 lbs) 71 (156,450 lbs) 148	77 (170,000 lbs) 142 (312,900 lbs) 219	77 (170,000 lbs) 142 (312,900 lbs) 219	93 (205,000 lbs) 142 (312,900 lbs) 235
		LTD= Long Tank Delta LTTD= Long Tank Thor Delta	補助ブースタの平均推力は 3 本分	補助ブースタの平均推力は 6 本分	同 左 (2914 への適応的改造)	同 左

第6表 デルタ・ロケットの打上げ予定ミッション名

歴年		1974	1975	1976	1977	1978	
人工衛星 ミッション名 称	NASA 分	•SMS-A	•SMS-B •LANDSAT-C •GEOS-C •NIMBUS-F •OSO-I •AE-D •AE-E	•RAGEOS	•LANDSAT-C	•ISEE-C •SEASAT •NIMBUS-G	
	実費支弁 打上契約分	•SKYNET-II A •WESTAR-A •WESTAR-B •SKYNET-II B •SYMPHONIE -A	•TELESAT-C •MARISAT-A •MARISAT-B •COS-B •SYMPHONIE -B •GOES-A •RCA-A	•ITOS-E2 •CTS •NATO-III A •RCA-B •MARISAT-C •WESTAR-C •NUSANTARA -A •RCA-C •ITOS-H •GOES-B •SIRIO	•ESRO-GOES •METEOSAT •GOES-C •OTS •GMS •IUE •NUSANTARA -B •MAROTS •ISEE-A/B •CS •NATO-III B	•BS •ITOS-I •SCATHA •TELESAT-D •AEROSAT-A •TELESAT-E •AEROSAT-B	
備 考		•1975年6月 NASA/GSFC デルタ・プロジェクト資料より。(毎月修正維持されている)

第29図 NASA GSFC のデルタ・プロジェクトの組織

第 30 図 デルタ・ロケット打上げ組織とインタフェース (テレサット・カナダの例)²⁰⁾

(400 頁よりつづく)

による RCA Globcom/RCA Alascom 両社の静止通信衛星打上げ用 3914 型の開発マネジメントは MDAC と、またその調達 (2 機) と打上業務は RCA の両社とそれぞれ協定した。

この協定は、NASA における打上げロケットのコンフィギュレーションの変更または改良を民間基金で行った最初のものであることに注目する必要がある。この 3914 型の 1 号機打上げは、1975 年 12 月に予定されており、1974 年第 1 四半期にキャスター IV 補助ロケットの地上燃焼試験も成功し、ETR の関連打上施設 (ランチャ等) も、1975 年 6 月ごろには必要な追加改修を完了する予定である。しかし NASA としては、この 3914 型の打上げが成功し、その信頼性が確認できるまでは、正式なデルタ・ロケットとは認めない方針となっている。

(3) 一方、現用のデルタ 2914 型は、1974 年 4 月 13 日、ETR で打上げた第 1 号機 (デルタ打上番号としては 101 号機) が、キャスタ II 9 本の中の 1 本が燃焼終了後、分離しなかった小事故 (WESTAR-A ミッションは成功)、続いて 5 月 17 日、同じく ETR からその第 2 号機で SMS-A を打上げたが、第 1 段エンジンの熱交換器から液酸タンクへ至る、フレキシブル配管のもれによる推力不足等のため、所定のトランスファ軌道に投入できないという事故が発生したため以後のデルタ・ロケットの打上げは全面停止となり、ハイ・レベルの審査委員会が設けられて、マネジメント面も含めた広範囲の調査が行われ改善を行った結果、打上げ再開許可され 1974 年 10 月 10 日 WESTAR-B

の打上げに成功した。この審査委員会の改善勧告は、同種の作業に関与している我々にとって、大いに参考とすべき内容をもっている¹⁸⁾。

(4) NASA のデルタ・プログラム/プロジェクトについて、既述第 2 章でのべた組織、機能、運用等に対する具体例をそれぞれ第 29~31 図にチャートで示す。

7. あとがき

以上、NASA を主体とした米国の宇宙科学・実用衛星分野における使い捨て打上げロケットの経緯、現状およびきたるべきスペース・シャトル時代までの動向について、プログラム・レベルでの概要をのべたが、これらに関する詳細については参考文献を参照頂きたい。米国においても、宇宙活動分野については、広く国際協力・共同参加を呼びかけており、我国としてもこれらに応じかつ我国独自の進め方をナショナル・コンセンサスの上に立って求めるためには、米国等の動向を絶えず把んでおく必要がある。一方、米国以外一特にヨーロッパ諸国一の現状・動向については、国際協力の面から重要なものであるので、あらためて、別途紹介するつもりである。

おわりに、本資料をまとめるにあたっては、内外多数の各位より貴重な御助言と御協力をたまわったことに対して深く感謝申上げる次第である。

EASTERN TEST RANGE

(a) Typical Launch Complex Work Schedule

EASTERN TEST RANGE

(b) Typical Delta Third Stage Activity

第31図 デルタ・ロケットの典型的打上げスケジュール (ETR)

参考文献

- 1) NASA AUTHORIZATION FOR FY 1974, Statement of Dr. John E. NANGLE, pp. 649~669, and National Launch Vehicle Summary, 1972, pp. 670~714, Hearings before the Committee on Aeronautical and Space Sciences United States Senate, 93rd Congress, 1st Session on S. 880, Part, 2, 1973, U.S. Government Printing Office.
- 2) NASA AUTHORIZATION FOR FY 1975, Statement of Dr. John E. NANGLE, pp. 503~512, pp. 641~659, Hearings before the Subcommittee on Space Sciences and Applications of the Committee on Science and Astronautics, U.S. House of Representatives, 93rd Congress, 2nd Session on H.R. 12689, Part, 3, 1974, U.S. Government Printing Office.
- 3) NASA AUTHORIZATION FOR FY 1975, Testimony of Dr. James C. FLETCHER, pp. 103~106, Hearings before the Committee on Aeronautical and Space Sciences U.S. Senate, 93rd Congress, 2nd Session on S. 2955, Part 1, 1974, U.S. Government Printing Office.
- 4) NASA AUTHORIZATION FOR FY 1975, Launch Vehicle and Propulsion Program, pp. 938~955, Reimbursable Launch Services, pp. 1000~1007, Hearings before the Committee on Aeronautical and Sciences U.S. Senate, 93rd Congress, 2nd Session on S. 2955, Part, 3, 1974, U.S. Government Printing Office.
- 5) Expendable Vehicle Fill Pre-Shuttle Role, Aviation Week & Space Technology, July, 15, 1974, p. 75.
- 6) NASA Pocket Statistics, Aug. 1973, pp. 46~54.
- 7) Project Managers Handbook, NASA GHB-7150.1, Sept. 1968, GSFC, NASA.
- (revised April 1972)
- 8) NAUGLE, John E., Responsibilities and Services, Launch Vehicle and Propulsion Programs, Office of Space Science, NASA, 1973.
- 9) Kennedy Space Center Story, John F. Kennedy Space Center, PA, Dec. 1972, NASA.
- 10) Introduction to the Unmanned Launch Operations Directorate of the John F. Kennedy Space Center. 10 June, 1974, NASA.
- 11) Phased Project Planning Guideline, NHB-7121-2, Aug. 1968, NASA.
- 12) TRW Space Data, 1967, TRW Systems, pp. 52, 53.
- 13) Wallops Station Handbook, General Information, 4 Feb. 1964, NASA.
- 14) Canaveral May Enter New-Test Phase, Aviation Week & Space Technology, July 15, 1974, pp. 83~89.
- 15) SAMTEC Operates Western Test Range, Aviation Week & Space Technology, July 15, 1974, p. 17.
- 16) The White House Fact Sheet, United States Policy Governing the Provision of Launch Assistance, For Immediate Release, Oct. 9, 1972.
- 17) Policy Directive, Reimbursement for Launch Vehicles and other Services which are associated with Space Flights and provided to Non. U.S. Government Users, NPD 8610. 5, Jan. 12, 1973, NASA.
- 18) Review Unit Urges Major Shifts to Improve Reliability of Delta. Aviation Week and Space Technology, Aug. 19, 1974, p. 14.
- 19) Delta Spacecraft Design Restraints. DAC-61687, Revised Nov. 1973, MDAC/NASA.
- 20) GUNN, Charles R; The Delta Launch Vehicle Model 2914 Series, X-470-73-262, Sept. 1973, GSFC, NASA.

航空日記念特別講演会

毎年恒例の航空日を記念しての「特別講演と映画の夕べ」を次の通り開催しますので奮ってご参集下さい。

主 催: 社団法人, 日本航空宇宙学会	定 員: 先着順 627 名
後 援: 朝日新聞社	特別講演: 「飛行船の現状と将来」
日 時: 昭和50年9月18日(木)	日本大学名誉教授 木村秀政君
午後5時30分開場 6時開演	映 画: 航空映画
場 所: 朝日講堂	「ブルーエンジェルス」
(千代田区有楽町2-6-1 朝日新聞社6階)	

第25回応用力学連合講演会

日 時: 1975年10月28日(火), 29日(水), 30日(木)	予約期限後(10月12日以後)は定価 3,600円(別途送料500円)
9時30分より	
場 所: 日本学術会議(東京都港区六本木7-22-34)	2. 申込締切 1975年10月11日(土)必着
☎ 03-403-6291 (地下鉄: 千代田線乃木坂駅下車)	3. 申込方法 はがき大の用紙に第25回応用力学連合講演会講演予稿集申込みと題記, (1)連絡先(住所または勤務先(郵便番号, 所在地, 名称部課名等詳細に)), (3)所属学協会名, (3)氏名(ふりがな), (4)送金の内訳(予稿集の冊数, 送金金額合計)を記入のうえ代金を添えて現金書留でお申込み下さい。
共 催: 日本学術会議力学研究連絡委員会, 土木, 建築, 鉱業, 航空宇宙, 数学, *造船, 物理, 機械, *応物の9学会(*印幹事学会)	
講演予稿集:	
1. 予約特価 3,400円(送料含む)	