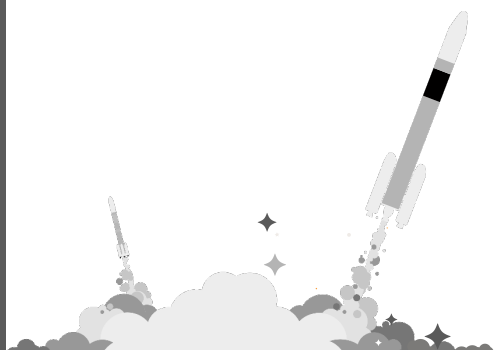




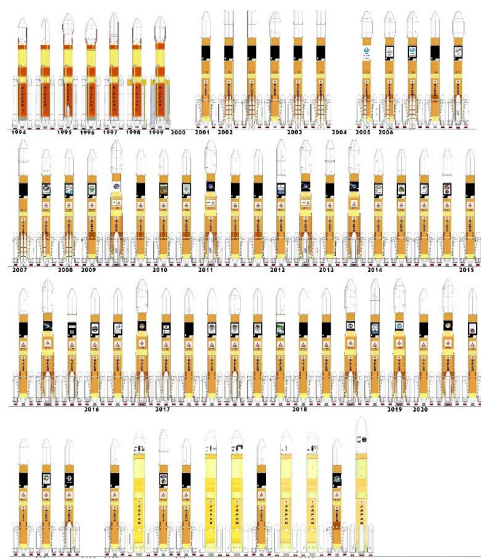
H-IIAロケット50基、H-IIBロケット9基の
合計59回の打上げを振り返ります

03 H-IIA/Bロケットの 打上げ実績

それぞれの打上げを振り返るにあたり、打上げごとの機体のイラストを南種子町在住のロケットファンでNVS(ネコビデオビジュアルソリューションズ)現地特派員として
もご活躍の 崎田善昭氏 にご提供いただきました。

機体の特徴（SRB/SSBの数、段間部の色やミッションデカル、フェアリング、等々）が正確によくまとめられています。

ご協力に深く感謝します。



種子島宇宙センター
吉信射点打上げ歴代ロケットイラスト
崎田 善昭氏 提供

TF1 H-IIAロケット 試験機1号機

DATA

打上げ日

2001.08.29 16:00

打上げ計画日

2001.08.25 13:00

延期/中止理由

第2段液体酸素タンク圧力調整弁に
作動不良が発見されたため (源泉)

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

GTO

主衛星

性能確認用ペイロード (VEP-2)

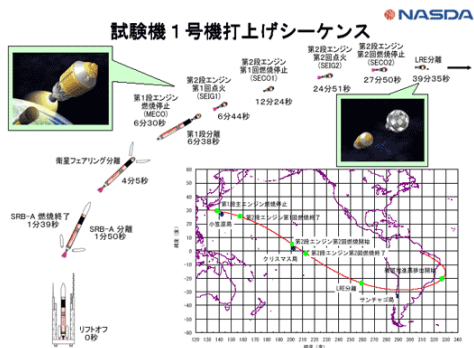
ドップラ測距装置 (DRE)

レーダ測距装置 (LRE)

小型副衛星

—

打上げシーケンス



H-IIAロケット試験機1号機は、標準型H-IIAの基本性能を実証することを目的とし、2001年8月29日に種子島宇宙センターから打上げられました。なお、H-IIロケットの5号機および8号機の打上げ失敗から得られた教訓を踏まえた対応や、LE-7Aエンジンの開発遅延により、当初の予定から約1年以上の遅延を経ての打上げとなりました。ロケットは計画通りに飛行し、約40分後にレーザ測距装置（LRE）を静止トランスファ軌道へ投入、軌道投入精度も目標を満たしました。この成功によりH-IIAの商業衛星打上げ市場参入への第一歩が踏み出されました。取得した飛行データは2号機以降の改良に活用されています。

TF2 H-IIAロケット 試験機2号機

DATA

打上げ日

2002.02.04 11:45

打上げ計画日

2002.01.31 11:40

延期/中止理由

天候不良 及び 一部の部品交換のため

機体形態

H2A2024

フェアリング

4/4D-LC

投入軌道

GTO

主衛星

民生部品・コンポーネント実証衛星「つばさ」
(MDS-1)

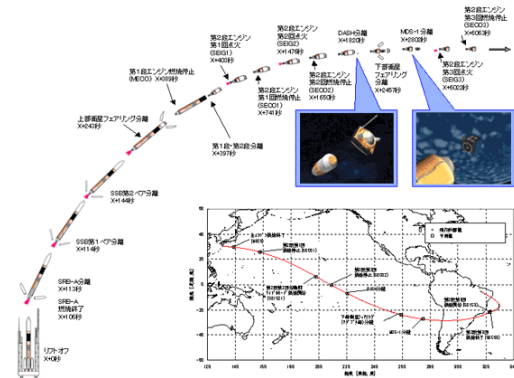
高速再突入実験機 (DASH)

性能確認用ペイロード (VEP-3)

小型副衛星

-

打上げシーケンス



H-IIAロケット試験機2号機は、固体補助ロケット（SSB）4本を装着した標準型H-IIAの性能実証を目的とし、2002年2月4日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り飛行し、民生部品実証衛星「MDS-1（つばさ）」を正常に分離、また第2段エンジンの再々着火にも成功しました。一方、高速再突入実験機「DASH」は分離信号が確認されずミッション中止となり、原因究明が行われました。この成功により、H-IIA2024型の性能が確認され、実用衛星投入能力の信頼性が高まりました。試験機1号機に続く短期間での打上げで得られたデータは、この後の改良や技術基盤確立に寄与しています。

F3 H-IIAロケット 3号機

DATA

打上げ日

2002.09.10 17:20

打上げ計画日

2002.09.10 17:20

延期/中止理由

-

機体形態

H2A2024

フェアリング

4/4D-LC

投入軌道

GTO

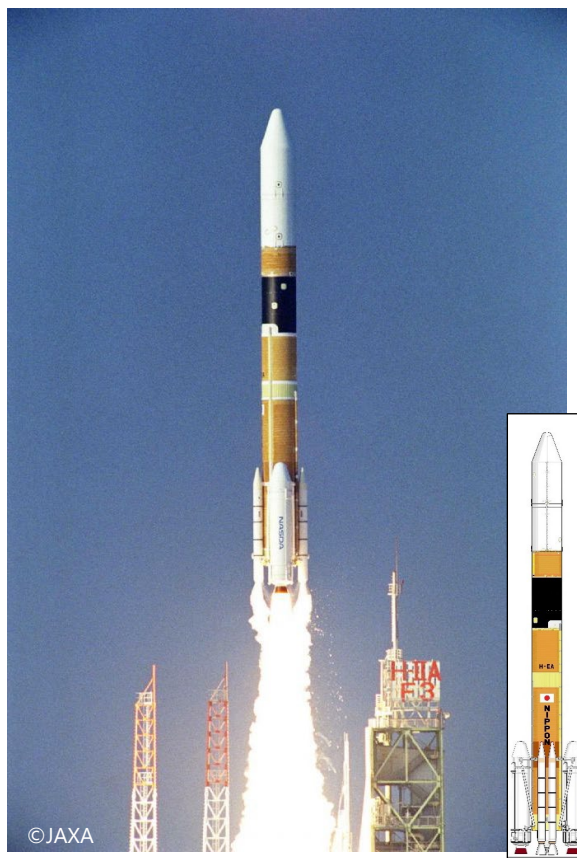
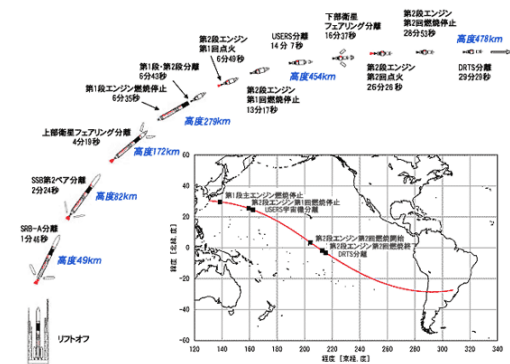
主衛星

データ中継技術衛星「こだま」(DRTS)
次世代型無人宇宙実験システム(USERS)実験機

小型副衛星

-

打上げシーケンス



H-IIAロケット3号機は、USERS（次世代型無人宇宙実験システム）とデータ中継技術衛星「こだま」(DRTS)の2機同時打上げを目的とし、2002年9月10日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通りにUSERSを高度約450kmの円軌道へ、こだまを静止トランスファ軌道へ投入しました。飛行中には第1段エンジンアクチュエータの一時的変動や固体補助ロケットの燃焼圧力低下が観測されましたが、ミッションへの影響はありませんでした。USERSは軌道上で材料実験を行い、2003年5月、太平洋上で回収に成功しました。こだまは後の実用データ中継衛星システムの基盤となりました。3号機までの連続成功はH-IIAの信頼性向上に寄与し、多目的運用能力の確立に重要な役割を果たしました。

F4 H-IIAロケット 4号機

DATA

打上げ日

2002.12.14 10:31

打上げ計画日

2002.12.14 10:31

延期/中止理由

—

機体形態

H2A202

フェアリング

5S

投入軌道

SSO

主衛星

環境観測技術衛星「みどりⅡ」(ADEOS-II)

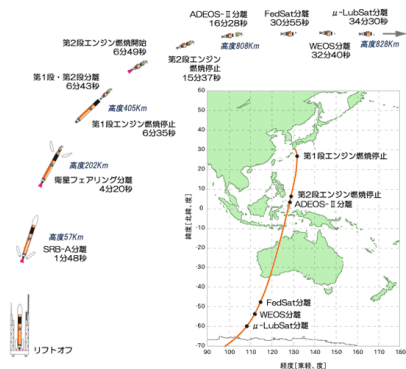
小型副衛星

豪州小型衛星 FedSat (豪州衛星システム共同研究センター)

鯨生態観測衛星 WEOS (千葉工業大学)

マイクロラブサット1号 μ-Labsat (宇宙開発事業団)

打上げシーケンス



H-IIAロケット4号機は、環境観測技術衛星「みどりⅡ (ADEOS-II)」を主衛星とし、3機の小型副衛星 (マイクロラブサット1号機、WEOS、FedSat) を同時に搭載して、2002年12月14日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り飛行し、16分32秒後に「みどりⅡ」を所定軌道へ投入、続いて副衛星も正常に分離されました。この成功により、「みどり」喪失後の地球環境観測の国際的枠組みが再構築され、多衛星同時打上げ能力が実証されました。H-IIAの信頼性は1号機から4号機まで連続成功で高まり、NASAやCNES、オーストラリアの衛星を含む国際協力を象徴する重要なミッションとなりました。

F5

H-IIAロケット 5号機

DATA

打上げ日

2003.03.28 10:27

打上げ計画日

2003.03.28 10:27

延期/中止理由

—

機体形態

H2A2024

フェアリング

4/4D-LC

投入軌道

—

主衛星

情報収集衛星（IGS#1（光学衛星/レーダ衛星））

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIA ロケット 5号機は、情報収集衛星（IGS）光学1号機とレーダ1号機の2機を搭載し、2003年3月28日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは固体補助ロケット(SSB)4本を装着した高推力構成で、計画通り正常に飛行し、2機を所定軌道へ投入しました。光学衛星は昼間の高分解能観測、レーダ衛星は夜間・悪天候下の観測を担い、日本の情報収集能力確立に重要な役割を果たしました。H-IIAは初号機から5機連続成功を果たし、複数衛星同時投入の柔軟なミッション能力を示すとともに、IGSシリーズの継続的運用基盤を築きました。

F6

H-IIAロケット 6号機

DATA

打上げ日

2003.11.29 13:33

打上げ計画日

2003.09.10 12:00

延期/中止理由

IMU エラー 及び 復旧作業のため

機体形態

H2A2024

フェアリング

4/4D-LC

投入軌道

—

主衛星

情報収集衛星（IGS#1（光学衛星/レーダ衛星））

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIAロケット6号機は、情報収集衛星光学2号機（IGS-2A）とレーダ2号機（IGS-2B）を搭載し、2003年11月29日に種子島宇宙センターから打上げられました。しかし、固体ロケットブースタ（SRB-A）1本の分離に失敗し、打上げ後約11分で指令破壊され、ミッションは失敗に終わりました。原因はSRB-Aノズルの局所エロージョンによる分離用導爆線の損傷と判明し、これを受けてSRB-Aの設計・製造が全面的に見直されました。この失敗によりH-IIAの打上げは一時停止されましたが、改良後の7号機以降は連続成功を収め、高い信頼性を確立しました。6号機の失敗は日本の宇宙開発に重要な教訓をもたらしました。

なお、NASDAがJAXAに改組されて最初のJAXA打上げ機体でした。

F7

H-IIAロケット
7号機

DATA

打上げ日

2005.02.26 18:25

打上げ計画日

2005.02.24 17:06

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A2022

フェアリング

5S

投入軌道

GTO

主衛星

運輸多目的衛星新1号(MTSAT-1R /ひまわり6号)

小型副衛星

打上げシーケンス

飛行計画

(1) Major Flight Plan

事象 Event	打上げ経過時間 Mission elapsed time	高度 Altitude	慣性速度 Inertial velocity
1. リフトオフ Lift-off	0 00 00	0 km	0.0 km/s
2. 固体補助ロケット点火 SRB ignition	1 45 38	38	1.6
3. 固体補助ロケット燃焼終了 SRB burnout	2 08 57	57	1.7
4. 固体補助ロケット分離 SRB separation	2 10 59	59	1.7
5. 固体補助ロケット点火 SRB re-ignition	2 11 40	60	1.7
6. 固体補助ロケット分離 SRB separation	4 15 136	2.7	
7. 第1段エンジン燃焼停止 First stage engine cutoff (SECO-1)	6 35 215	5.2	
8. 第1段エンジン燃焼再開 First stage engine restart (SECO-2)	6 43 222	5.2	
9. 第1段エンジン燃焼終了 First stage engine cutoff (SECO-3)	6 49 226	5.2	
10. 第1段エンジン燃焼再開 First stage engine restart (SECO-4)	12 30 314	7.7	
11. 第1段エンジン燃焼終了 First stage engine cutoff (SECO-5)	24 33 258	7.7	
12. 第1段エンジン燃焼再開 First stage engine restart (SECO-6)	27 26 255	10.2	
13. 第1段エンジン燃焼終了 First stage engine cutoff (SECO-7)	40 0 1979	8.9	
14. MTSAT-1R分離 Separation of MTSAT-1R			

静止軌道ミッション飛行経路

(2) Flight Trajectory



H-IIAロケット7号機は、運輸多目的衛星新1号（MTSAT-1R）を搭載し、2005年2月26日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約40分後に衛星を計画通り分離しました。MTSAT-1Rは後に「ひまわり6号」と命名され、航空交通管制支援と気象観測を担う重要な衛星です。6号機のSRB-A分離失敗による打上げ失敗から約1年3か月ぶりの復帰フライトであり、SRB-Aの全面改良効果が実証されました。第2段エンジンの再々着火試験も成功し、H-IIAの信頼回復と多目的運用能力の向上を示す重要なミッションとなりました。

また、民間移管の取組としてRSC（株式会社ロケットシステム）が打上げ契約を締結して打上げ運用を執行しました。

F8 H-IIAロケット 8号機

DATA

打上げ日

2006.01.24 10:33

打上げ計画日

2006.01.19

延期/中止理由

TLM 送信機不適合及び天候不良(1/19→1/23)

LPAC不適合(1/23→1/24)

機体形態

H2A2022

フェアリング

5S

投入軌道

SSO

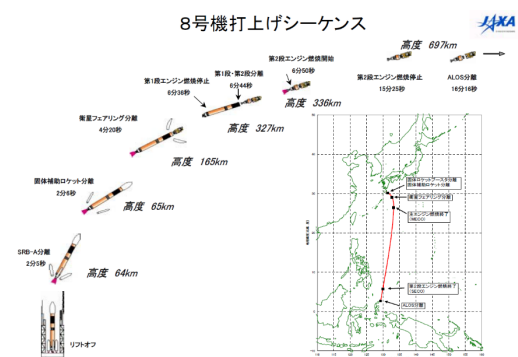
主衛星

陸域観測技術衛星「だいち」(ALOS)

小型副衛星

—

打上げシーケンス



H-IIAロケット8号機は、陸域観測技術衛星「だいち」(ALOS)を搭載し、2006年1月24日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約16分30秒後に衛星を計画通り分離。衛星からの信号受信と太陽電池パドル展開も確認されました。7号機成功後の安定運用期における初の大型科学ミッションであり、SRB-A改良後の信頼性が実証されました。ALOSは災害監視や地図作成、森林管理など多目的な地球観測を行い、国際的にも高く評価されました。本ミッションはH-IIAの信頼性確立と日本の地球観測技術の飛躍に寄与した重要なフライトでした。

F9 H-IIAロケット 9号機

DATA

打上げ日

2006.02.18 15:27

打上げ計画日

2006.2.15 15:30

延期/中止理由

F8 打上げ延期のため

機体形態

H2A2024

フェアリング

5S

投入軌道

GTO

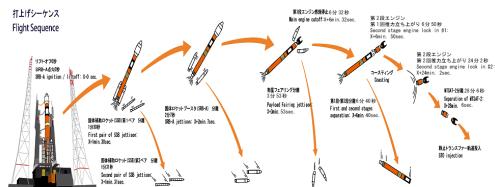
主衛星

運輸多目的衛星新2号(MTSAT-2 / ひまわり7号)

小型副衛星

—

打上げシーケンス



H-IIAロケット9号機は、運輸多目的衛星新2号（MTSAT-2）を搭載し、2006年2月18日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約28分後に衛星を静止トランスファ軌道へ投入。MTSAT-2は「ひまわり7号」として運用され、気象観測と航空交通管制支援を担いました。前回8号機からわずか25日という短期間での連続打上げで、H-IIAの高頻度運用能力と信頼性の向上を示しました。これにより、2基体制の気象衛星運用が完成し、日本の宇宙輸送の国際的信頼回復に貢献しました。

今号機は7号機と同じくRSC（株式会社ロケットシステム）が打上げ契約を締結して打上げ運用を執行しました。これがRSCによる最後の打上げとなりました。

F10 H-IIAロケット 10号機

DATA

打上げ日

2006.09.11 13:35

打上げ計画日

2006.09.10 13:35

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

-

主衛星

情報収集衛星光学2号機

小型副衛星

-

打上げシーケンス

-



H-IIAロケット10号機は、情報収集衛星光学2号機を搭載し、2006年9月11日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、衛星の分離を確認しました。6号機失敗後の代替機として重要なミッションであり、IGSシリーズの再建と観測体制の安定化に寄与しました。

F11 H-IIAロケット 11号機

DATA

打上げ日

2006.12.18 15:32

打上げ計画日

2006.12.16 15:32

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A204

フェアリング

5S

投入軌道

GTO

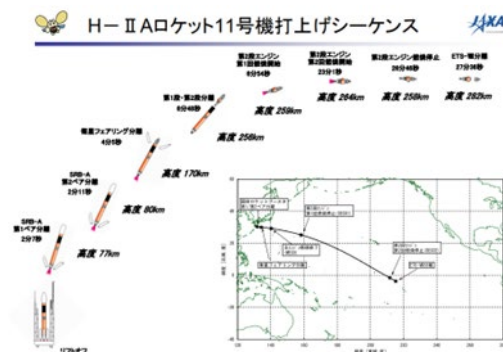
主衛星

技術試験衛星Ⅷ型 「きく8号」 (ETS-Ⅷ)

小型副衛星

—

打上げシーケンス



F12 H-IIAロケット 12号機

DATA

打上げ日

2007.02.24 PM

打上げ計画日

2007.02.15 PM

延期/中止理由

Y-0打上直前天候不良のため(2/15→16→24)

機体形態

H2A2024

フェアリング

4/4D-LC

投入軌道

—

主衛星

情報収集衛星(IGS)レーダ2号機

情報収集衛星(IGS)光学3号機実証衛星

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIAロケット12号機は、情報収集衛星レーダ2号機と光学3号機実証衛星の2機を搭載し、2007年2月24日に種子島宇宙センターから打上げられました。前回11号機から約2か月後の連続ミッションで、H-IIA202型（SRB-A×2）を用いた運用実績を示す重要なフライトです。ロケットは正常に飛行し、2機を予定軌道へ投入しました。今回の成功により、全天候・昼夜対応の情報収集体制が強化され、H-IIAの高い信頼性がさらに確立されました。また、複数衛星同時打上げの実績が蓄積され、後続のIGSシリーズや商業打上げへの信頼性向上に寄与しています。

F13 H-IIAロケット 13号機

DATA

打上げ日

2007.09.14 10:31

打上げ計画日

2007.09.13 AM

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A2022

フェアリング

4S

投入軌道

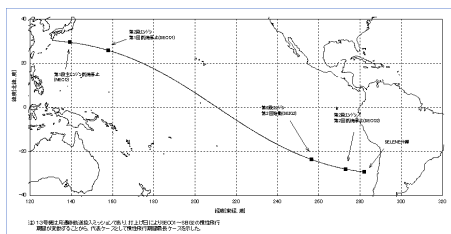
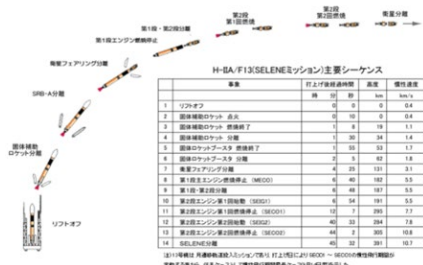
月遷移軌道

主衛星

月周回衛星 「かぐや」 (SELENE)

小型副衛星

打上げシーケンス



H-IIAロケット13号機は、日本の月探査計画「SELENE（かぐや）」を月遷移軌道へ投入するため、2007年9月14日に種子島宇宙センターから打上げられました。前回12号機から約6か月半の準備期間を経ての打上げでした。H-IIA2022型の強化構成で打上げられ、約45分後にかぐやの正常分離が確認されました。かぐやは月の起源や地形、重力場、鉱物分布の高精度観測を行い、アポロ計画以来最大規模の月科学ミッションとして国際的に高く評価されました。また、13号機から三菱重工業が打上げ輸送サービスを担当し、民間主導の運用体制への転換点となりました。H-IIAの信頼性向上と探査機打上げ能力の実証に寄与した重要なフライトでした。

F14 H-IIAロケット 14号機

DATA

打上げ日

2008.02.23 17:55

打上げ計画日

2008.02.15 PM

延期/中止理由

2段がスジレット装置不適合のため

機体形態

H2A2024

フェアリング

4S

投入軌道

GTO

主衛星

超高速インターネット衛星 「きずな」
(WINDS)

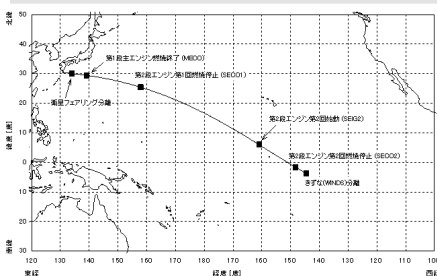
小型副衛星

打上げシーケンス

H-IIA/F14(WINDSミッション)飛行計画

事 象	打上げ後経過時間		高 度	慣性速度
	分	秒	km	km/s
1 リフトオフ	0	0	0	0.4
2 固体補助ロケット第1バヤ 点火	0	10	0	0.4
3 固体補助ロケット第1バヤ 点火終了	1	9	19	1.1
4 固体補助ロケット第2バヤ 点火	1	16	24	1.2
5 固体ロケットブースタ 点火終了	1	39	42	1.5
6 固体ロケットブースタ 分離	1	48	49	1.6
7 固体補助ロケット第1バヤ 分離	1	49	50	1.6
8 固体補助ロケット第2バヤ 点火終了	2	15	72	2.0
9 固体補助ロケット第2バヤ 分離	2	24	80	2.0
10 電圧フェアリング分離	4	15	160	3.0
11 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO1)	6	36	242	5.5
12 第1段・第2段分離	6	44	247	5.5
13 第2段エンジン第1回点火 (SEGI1)	6	50	251	5.5
14 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	12	10	313	7.7
15 第2段エンジン第2回点火 (SEGI2)	23	51	255	7.7
16 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	27	12	258	10.2
17 WINDS分離	28	3	263	10.2

H-IIA/F14(WINDSミッション)飛行経路



H-IIAロケット14号機は、超高速インターネット衛星「きずな」(WINDS)を搭載し、2008年2月23日に種子島宇宙センターから打上げられました。約4.8トンの大型衛星を静止トランスファ軌道へ正常に投入し、最大1.2Gbps級の高速通信実験を実施。災害時通信や遠隔医療など多様な応用が期待されます。本ミッションはH-IIAの信頼性向上に寄与し、商業衛星打上げの受注基盤強化にも貢献しました。

F15 H-IIAロケット
15号機

DATA

打上げ日

2009.01.23 12:54

打上げ計画日

2009.01.21 12:54

延期/中止理由

天候不良（氷結層）のため(1/21→22→23)

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

SSO

主衛星

温室効果ガス観測技術衛星 「いぶき」
(GOSAT)

小型副衛星

【50cm級】

SDS-1 (JAXA)

SPRITE-SAT (東北大学)

SOHLA-1 (東大阪宇宙開発共同組合)

【10cm級】

STARS (香川大学)

かがやき (ソラン株式会社)

KKS-1 (航空高専)

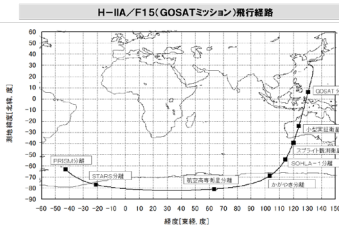
PRISM (東京大学)

打上げシーケンス



H-IIAロケット15号機は、温室効果ガス観測技術衛星「いぶき」(GOSAT)と7機の小型副衛星を搭載し、悪天候による2日間の延期を経て、2009年1月23日に種子島宇宙センターから打上げられました。H-IIA202型(SRB-A×2(ただし1段コア機体は202/204共用)、4Sフェアリング)で正常に飛行。主衛星「いぶき」は約16分後に正常分離され、太陽電池パドル展開も確認されました。副衛星も順次分離され、多くが打上げ直後に信号を受信。いぶきは全球規模の温室効果ガス観測を行い、国際的な研究基盤に貢献しました。

軌道に残る2段機体は、商業デブリ除去実証(CRD2)プログラムのターゲットとして軌道上での姿を2024年に撮影されました。



H-IIA/F15 (GOSATミッション) 飛行計画			
番号	打上げ後経過時間 時 分 秒	高度 km	速度 km/s
1	リフトオフ	0	0
2	固体ロケットブースタ 燃焼終了	1	56
3	固体ロケットブースタ 分離	2	6
4	衛星フェアリング分離	4	30
5	第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6	36
6	第1段・第2段分離	6	44
7	第2段エンジン始動 (SECO)	6	50
8	第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	15	11
9	GOSAT分離	16	1
10	小型実証衛星1号分離後号送出	24	21
11	スプライト観測衛星分離後号送出	29	31
12	SOHLA-1分離後号送出	32	41
13	かがやき分離後号送出	38	51
14	衛星実証衛星分離後号送出	41	1
15	STARS分離後号送出	45	11
16	PRISM分離後号送出	49	21

F16 H-IIAロケット 16号機

DATA

打上げ日

2009.11.28 10:21

打上げ計画日

2009.11.28 10:21

延期/中止理由

-

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

-

主衛星

情報収集衛星(IGS)光学3号機

小型副衛星

-

打上げシーケンス

-



H-IIAロケット16号機は、情報収集衛星光学3号機を搭載し、2009年11月28日に種子島宇宙センターから打上げられました。前回H-IIB試験機1号機から約2か月、H-IIA15号機からは約10か月の間隔での打上げでした。ロケットはH-IIA202型を用い、雨天の中で正常に飛行し衛星を所定軌道に投入しました。

F17 H-IIAロケット 17号機

DATA

打上げ日

2010.05.21 06:58:22

打上げ計画日

2010.05.18 06:44:14

延期/中止理由

天候不良（氷結層）のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

金星遷移軌道

主衛星

金星探査機 「あかつき」 (PLANET-C)

小型副衛星

【50cm級】

UNITEC-1 (大学宇宙工学コンソーシアム
(UNITEC))

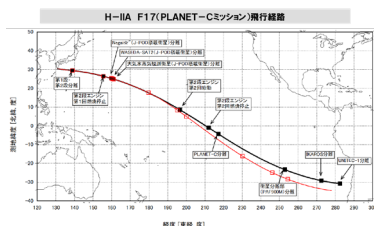
【10cm級】

WASEDA-SAT2 (早稲田大学)

大気水蒸気観測衛星(KSAT) (鹿児島大学)

Negai☆" (創価大学)

打上げシーケンス



事 象	打上げ後経過時間 分	高度 m	慣性速度 km/s
1 リフトオフ	0	0	0.0
2 固体ロケットブースタ 点検終了	1	50	1.6
3 固体ロケットブースタ 分離	2	61	1.6
4 衛星フェアリング分離	4	110	2.0
5 第1段エンジン燃焼停止(SRCD)	6	200	2.5
6 第1段-第2段分離	6	221	2.5
7 第2段エンジン第1段燃焼停止(SRCD)	6	224	2.5
8 第2段エンジン第2段燃焼停止(SRCD)	11	200	2.7
9 Negai☆のPCD燃焼完了	12	200	2.7
10 WASEDA-SAT2のPCD燃焼完了	12	200	2.7
11 大気水蒸気観測衛星のPCD燃焼完了	12	200	2.7
12 第2段エンジン第2段燃焼停止(SRCD)	23	200	2.7
13 第2段エンジン第3段燃焼停止(SRCD)	26	200	11.7
14 PLANET-C分離	27	240	11.7
15 衛星分離完了(PAPPOOM)分離	36	2140	10.6
16 IKAROS分離	43	5	9.6
17 UNITEC-1分離	46	15	9.0



H-IIAロケット17号機は、金星探査機「あかつき」(PLANET-C)を主衛星とし、小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」および4機の大学等の小型副衛星を搭載して、H-IIA202型の構成で2010年5月21日に種子島宇宙センターから打上げられました。当初予定から天候悪化により3日延期されての打上げでした。打上げ約27分後にあかつきの分離に成功、続けてIKAROSと副衛星も順次正常投入されました。本ミッションは日本初の本格的金星探査の一步であり、IKAROSの世界初のソーラーセイル航行成功も国際的に高く評価されました。H-IIAの惑星探査機打上げ能力を示す重要なフライトとなりました。

F18 H-IIAロケット 18号機

DATA

打上げ日

2010.09.11 20:17:00

打上げ計画日

2010.08.02 22:54-23:54

延期/中止理由

他衛星プロジェクトからの水平展開の為
(リアクションホイール)

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

準天頂遷移軌道

主衛星

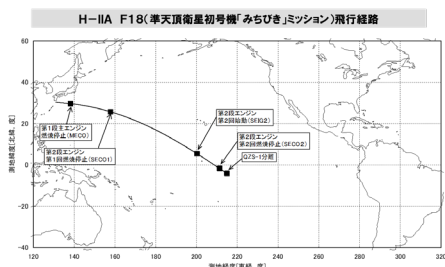
準天頂衛星初号機 「みちびき」

小型副衛星

打上げシーケンス

事 象	打上げ経路過時間	高度	慣性速度
1. ソフトオフ	0 分 0 秒	0	0.4
2. 固体ロケットブースタ 燃焼終了 ^{※1}	1 分 38 秒	46	1.5
3. 固体ロケットブースタ 分離 ^{※1}	1 分 40 秒	54	1.5
4. 衛星フェアリング分離	4 分 12 秒	190	2.6
5. 第1段エンジン燃焼停止 (MECO)	6 分 37 秒	228	5.2
6. 第1段-第2段分離	6 分 45 秒	232	5.2
7. 第2段エンジン第1回始動 (SECO1)	6 分 51 秒	235	5.2
8. 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	12 分 34 秒	288	7.7
9. 第2段エンジン第2回始動 (SECO2)	24 分 36 秒	256	7.7
10. 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO2)	27 分 35 秒	254	10.2
11. 準天頂衛星初号機「みちびき」分離	28 分 25 秒	274	10.2

※1 18号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、事象によっては「打上げ計画書」に記載された時間と異なる
 ※2 燃焼室圧力最大値の2%時点
 ※3 スラーストカット切替



H-IIAロケット18号機は、準天頂衛星初号機「みちびき」を搭載し、2010年9月11日に種子島宇宙センターから打上げられました。前回17号機から約4か月後の打上げで、H-IIA202型（SRB-A×2、4Sフェアリング）を用いて約4トンの衛星は準天頂軌道へ正常に投入されました。みちびきはGPSを補完・補強し、都市部や山間部での高精度測位を実証する重要な衛星で、後の4機体制・7機体制の基盤となる衛星でした。打上げは晴天の夜間に行われ、約28分後に衛星分離が確認されました。

F19 H-IIAロケット 19号機

DATA

打上げ日

2011.09.23 13:36:50

打上げ計画日

2011.08.28 13:00-15:00

延期/中止理由

指令破壊受信機の設計不良判明のため
(8/28→9/17) 天候不良(台風)のため
(9/17→9/23)

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

—

主衛星

情報収集衛星(IGS)光学4号機

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIAロケット19号機は、情報収集衛星光学4号機を搭載し、2011年9月23日13時36分に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、衛星の分離に成功しました。H-IIA202型（SRB-A×2、4Sフェアリング）を用いた標準的構成で、打上げは晴天のもと順調に行われました。

F20 H-IIAロケット 20号機

DATA

打上げ日

2011.12.12 10:21:00

打上げ計画日

2011.12.11 10:00-12:00

延期/中止理由

天候不良（氷結層）のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

—

主衛星

情報収集衛星(IGS)レーダ3号機

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIAロケット20号機は、情報収集衛星レーダ3号機を搭載し、2011年12月12日10時21分に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、衛星を予定軌道へ投入しました。前回19号機から約2か月半の短期間での打上げでした。H-IIA202型（SRB-A×2、4Sフェアリング）を用いた標準的構成で、当日は視界良好のもと順調に運用されました。

F21 H-IIAロケット
21号機

DATA

打上げ日

2012.05.18 1:39:00

打上げ計画日

2012.05.18 1:39-1:42

延期/中止理由

—

機体形態

H2A202

フェアリング

4/4D-LC

投入軌道

SSO

主衛星

①第一期水循環変動観測衛星 「しずく」
(GCOM-W1)②韓国多目的実用衛星3号機 「アリラン3」
(KOMPSAT-3)

小型副衛星

【50cm級】

SDS-4 (JAXA)

鳳龍2号 (九州工業大学)

打上げシーケンス

イベント	リフトオフ後の時間*	H-IIA 21号機 飛行経路
1. リフトオフ	0 分 0 秒	
2. 固体ロケット・ブースタ(SRB-A)燃焼終了 ^{※2}	1 分 56 秒	
3. 固体ロケット・ブースタ(SRB-A)分離 ^{※3}	2 分 6 秒	
4. 上部衛星フェアリング分離	4 分 6 秒	
5. 第1段 主エンジン燃焼停止 (MECO)	6 分 31 秒	
6. 第1段 第2段分離	6 分 39 秒	
7. 第2段エンジン始動 (SEIG)	6 分 45 秒	
8. 第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	15 分 22 秒	
9. KOMPSAT-3衛星分離	16 分 13 秒	
10. 下部衛星フェアリング分離 (アダプタ部)	19 分 18 秒	
11. 下部衛星フェアリング分離 (シリング部)	19 分 23 秒	
12. GCOM-W1衛星分離	23 分 9 秒	
13. SDS-4衛星分離	33 分 17 秒	
14. 鳳龍2号衛星分離	49 分 57 秒	

*1) 21号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、イベントによっては計画値と異なるものもあります。

*2) SRB-A燃焼終了の定義は燃焼圧力が最大燃焼圧力の2%となる時点

*3) SRB-A分離の定義はスラスト・ストラット分離



H-IIAロケット21号機は、第一期水循環変動観測衛星「しずく」(GCOM-W1)と韓国の多目的実用衛星「KOMPSAT-3」(アリラン3号)を搭載し、2012年5月18日に種子島宇宙センターから打上げられました。H-IIA202型(SRB-A×2)を用い、4/4D-LCフェアリングの上下段に収納された2機を正常に所定軌道へ投入しました。H-IIAロケット高度化開発の一環として2段水素タンクの白色塗装が試行され外観上の特徴となっています。「しずく」は地球規模の水循環観測を行い、国際観測網A-Trainの一員として気候変動監視に貢献しています。一方、KOMPSAT-3の打上げ成功はH-IIAの国際商業衛星打上げ実績を強化しました。

F22 H-IIAロケット 22号機

DATA

打上げ日

2013.01.27 13:40:00

打上げ計画日

2013.01.27 13:00-15:00

延期/中止理由

—

機体形態

H2A202

フェアリング

4/4D-LC

投入軌道

—

主衛星

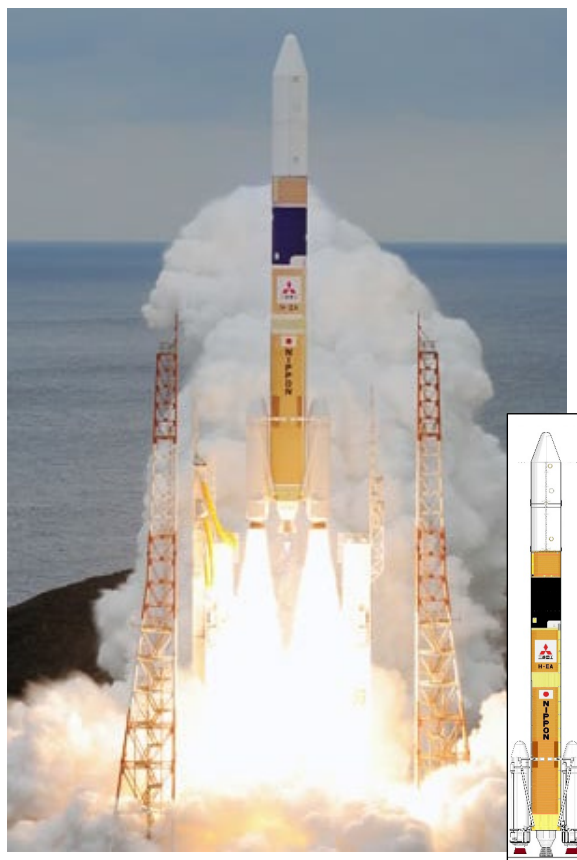
- ①情報収集衛星(IGS)レーダ4号機
- ②情報収集衛星(IGS)実証機

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIAロケット22号機は、情報収集衛星レーダ4号機と技術実証衛星を搭載し、2013年1月27日に種子島宇宙センターから打上げられました。H-IIA202型を用い、両衛星を正常に所定軌道へ投入しました。打上げは曇天ながら安定した気象条件のもと計画通り実施されました。

F23 H-IIAロケット 23号機

DATA

打上げ日

2014.02.28 3:37:00

打上げ計画日

2014.02.28 3:07-5:07(3:07から10毎に5:07まで)

延期/中止理由

COLA解析の結果、当初の打上げ時間帯ではISSとの干渉が確認されたため、打上げ時間帯を縮小して対応した。
(計画日に打上げ成功)

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

高度400km

軌道傾斜角65deg

主衛星

全球降水観測計画主衛星 (GPM主衛星)

小型副衛星

【50cm級】

可視光通信実験衛星 ShindaiSat (信州大学)

STARS-II (香川大学)

微生物観測衛星 TeikyoSat-3 (帝京大学)

【10cm級】

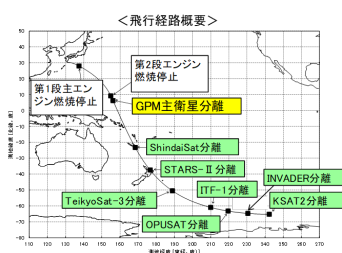
ITF-1 (筑波大学)

OPUSAT (大阪府立大学)

芸術衛星 INVADER (多摩美術大学)

KSAT2 (鹿児島大学)

打上げシーケンス



＜主要シーケンス＞

事 象	打上げ経過時間 時 分 秒	高度 km
(1) リフトオフ	0 0 0	0
(2) 固体ロケットブースター 燃焼終了 ^{※1}	1 31 40	40
(3) 固体ロケットブースター 分離 ^{※2}	1 46 53	53
(4) 衛星フェアリング分離	4 11 190	190
(5) 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6 41 231	231
(6) 第1段-第2段分離	6 49 237	237
(7) 第2段エンジン燃焼力上がり (SELI)	6 59 242	242
(8) 第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	15 2 399	399
(9) GPM主衛星分離	15 53 398	398
(10) ShindaiSat分離	24 13 400	400
(11) STARS-II分離	28 22 402	402
(12) TeikyoSat-3分離	32 33 406	406
(13) ITF-1分離	36 43 408	408
(14) OPUSAT分離	38 3 408	408
(15) INVADER分離	39 23 408	408
(16) KSAT2分離	40 43 408	408

※1) 23号機用のエンジン燃焼等の実測データを反映した予測値

※2) 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点

※3) 電力アース分離



H-IIAロケット23号機は、全球降水観測計画主衛星（GPM Core Observatory）を搭載し、2014年2月28日3時37分に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り飛行し、約16分後に衛星の正常分離が確認されました。GPM主衛星はNASAとJAXAの国際共同開発による大型降水観測衛星で、全球の降水を高頻度・高精度で観測し、気象予測や災害監視に貢献します。7機の小型副衛星も搭載され、順次分離されました。今回の成功は日米協力の深化を示すとともに、H-IIAの高信頼性を継続し、国際商業打上げ市場での評価向上に寄与しました。

F24 H-IIAロケット 24号機

DATA

打上げ日

2014.05.24 12:05:14

打上げ計画日

2014.05.24 12:05:14-12:19:07

延期/中止理由

—

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

SSO

主衛星

陸域観測衛星2号 「だいち2号」 (ALOS-2)

小型副衛星

【50cm級】

RISING-2 (東北大学)

UNIFORM-1 (和歌山大学)

SOCRATES ((株)AES)

SPROUT (日本大学)

打上げシーケンス

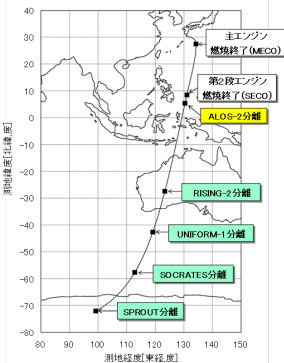
<主要シーケンス*1>

イベント	打上後経過時間			高度 km
	時	分	秒	
リフトオフ	0	0	0	0
固体ロケットブースタ 燃焼終了*2	1	48		47
固体ロケットブースタ 分離*3	2	3		54
衛星フェアリング分離	4	26		149
第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6	33		301
第1段・第2段分離	6	41		313
第2段エンジン推力立上り (SELI)	6	51		327
第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	14	52		633
ALOS-2分離	15	42		639
RISING-2分離	24	38		641
UNIFORM-1分離	28	48		646
SOCRATES分離	32	58		651
SPROUT分離	37	5		654

*1) 24号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値

*2) 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点

*3) 後方プレス分離



H-IIAロケット24号機は、陸域観測技術衛星2号「だいち2号」(ALOS-2)を主衛星として搭載し、2014年5月24日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、だいち2号を高度約630kmの極軌道へ投入。加えて、4機の小型副衛星も順次分離され軌道投入されました。だいち2号はLバンド合成開口レーダによる高分解能観測を行い、災害監視や国土管理に貢献。特に地震後の地殻変動解析や火山活動監視で活用されています。今回の成功はH-IIAの信頼性向上を示すとともに、大学・研究機関の技術実証を促進する小型衛星搭載によって日本の宇宙技術の裾野拡大にも寄与しました。

F25 H-IIAロケット 25号機

DATA

打上げ日

2014.10.07 14:16:00

打上げ計画日

2014.10.07 14:16:00-18:16:00

延期/中止理由

—

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

GTO

主衛星

静止気象衛星 「ひまわり8号」 (Himawari-8)

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス*1>

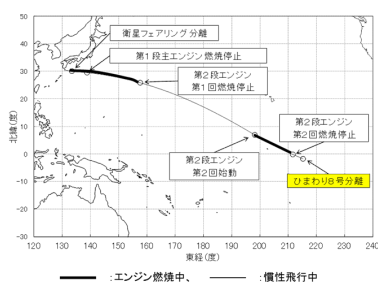
イベント	打上後経過時間 時 分 秒	高度 km
リフトオフ	0 0 0	0
固体ロケットブースタ 燃焼終了 ^{*2}	1 32 40	
固体ロケットブースタ 分離 ^{*3}	1 46 52	
衛星フェアリング分離	4 5 142	
第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6 35 217	
第1段・第2段分離	6 43 222	
第2段エンジン推力立上り (SEL11)	6 53 226	
第2段エンジン燃焼停止 (SECO1)	12 15 271	
第2段エンジン推力立上り (SEL12)	23 53 264	
第2段エンジン燃焼停止 (SECO2)	27 8 250	
ひまわり8号分離	27 59 263	

*1) 25号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値

*2) 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点

*3) 後方プレス分離

<飛行経路概要>



H-IIAロケット25号機は、静止気象衛星「ひまわり8号」を搭載し、2014年10月7日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り飛行し、約28分後に衛星の正常分離を確認しました。ひまわり8号は高頻度・高解像度観測を実現し、台風や豪雨の監視能力を大幅に強化。火山噴火や黄砂の監視、海面温度の高精度観測にも貢献しました。この成功はH-IIAの高い信頼性を示すとともに、気象庁の衛星運用体制の強化に寄与し、ひまわり9号との二機体制による冗長性確保へとつながりました。

F26 H-IIAロケット 26号機

DATA

打上げ日

2014.12.03 13:22:04

打上げ計画日

2014.11.30 13:24:48

延期/中止理由

天候不良（氷結層）のため(11/30→12/1) 天候不良（射点周辺の強風）のため(12/1→12/3)

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

地球脱出軌道

主衛星

小惑星探査機 「はやぶさ2」 (Hayabusa2)

小型副衛星

【50cm級】

しんえん2 （九州工業大学）

ARTSAT2-DESPATCH （多摩美術大学）

PROCYON （東京大学（JAXAとの共同研究）

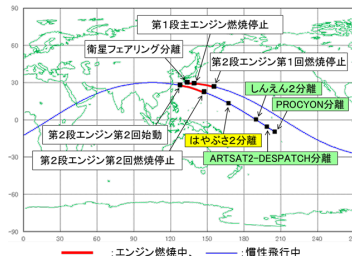
打上げシーケンス

<主要シーケンス^{※1}>

イベント	打上後経過時間 時 分 秒	高度 km
リフトオフ	0 0 0	0
固体ロケットブースタ 燃焼終了 ^{※2}	1 33 40	
固体ロケットブースタ 分離 ^{※3}	1 48 53	
衛星フェアリング分離	4 11 136	
第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6 36 202	
第1段・第2段分離	6 44 207	
第2段エンジン推力立上り (SEL1)	11 23 254	
第2段エンジン燃焼停止 (SEO01)	1 39 27	250
第2段エンジン推力立上り (SEL2)	1 43 27	315
第2段エンジン燃焼停止 (SEO02)	1 47 18	894
はやぶさ2分離	1 53 58	2875
しんえん2分離	1 58 8	4427
ARTSAT2-DESPATCH分離	2 2 18	6077
PROCYON分離		

※1) 26号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値
 ※2) 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点
 ※3) 後方プレス分離

<飛行経路概要>



H-IIAロケット26号機は、小惑星探査機「はやぶさ2」を主衛星として搭載し、2014年12月3日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り飛行し、約1時間47分後にはやぶさ2の正常分離を確認しました。加えて、3機の小型副衛星（しんえん2、ARTSAT2-DESPATCH、PROCYON）も順次分離されました。はやぶさ2はC型小惑星リュウグウからのサンプル採取を目指し、人工クレーター生成や小型ローバーの運用など新技術を多数搭載。2020年のサンプル回収成功により太陽系科学に大きく貢献しました。副衛星は深宇宙通信や芸術と宇宙工学の融合など多様な技術実証を行いました。本ミッションは日本の深宇宙探査技術の進化を示す重要な成果となりました。

F27 H-IIAロケット 27号機

DATA

打上げ日

2015.02.01 10:21:00

打上げ計画日

2015.01.29 10:00-12:00

延期/中止理由

天候不良（氷結層）のため打上げ中止

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

—

主衛星

情報収集衛星(IGS)レーダ予備機

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIAロケット27号機は、情報収集衛星レーダ予備機を搭載し、2015年2月1日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、衛星の分離が確認されました。前回の深宇宙探査機「はやぶさ2」打上げから約2か月後の非常に短いインターバルでの打上げでした。1月29日の打上げは雷の懸念で延期されましたが、2月1日に晴天のもと成功を収めました。

F28 H-IIAロケット 28号機

DATA

打上げ日

2015.03.26 10:21:00

打上げ計画日

2015.03.26 10:00-12:00

延期/中止理由

—

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

—

主衛星

情報収集衛星(IGS)光学5号機

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIAロケット28号機は、情報収集衛星光学5号機を搭載し、2015年3月26日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、打上げは成功しました。前回27号機から約1か月半という短期間での連続ミッションでした。打上げは良好な気象条件のもと計画通り実施されました。

F29 H-IIAロケット
29号機

DATA

打上げ日

2015.11.24 15:50:00

打上げ計画日

2015.11.24 15:23:00-17:07:00

延期/中止理由

15:23:00をX-0として作業を進めていたが、警戒区域内への船侵入により15:07にスローダウンし、新X-0時刻を15:50:00とした。

機体形態

H2A204

フェアリング

4S

投入軌道

GTO（静止遷移軌道）

主衛星

通信放送衛星 Telstar12 VANTAGE

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス^{※1}>

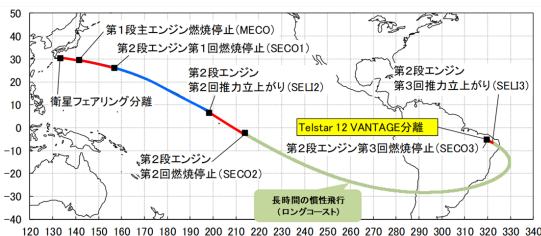
事 象	打上後経過時間			高度 km
	時	分	秒	
(1) リフトオフ	0	0	0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了 ^{※2}	1	50	61	
(3) 固体ロケット・ブースタ 第1ベア分離 ^{※3}	2	5	78	
(4) 固体ロケット・ブースタ 第2ベア分離 ^{※3}	2	9	81	
(5) 衛星フェアリング分離	3	25	149	
(6) 第1段 主エンジン 燃焼停止 (MECO)	6	40	242	
(7) 第1段・第2段分離	6	48	245	
(8) 第2段エンジン第1回推力立上がり (SEL1)	6	58	248	
(9) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	11	7	262	
(10) 第2段エンジン第2回推力立上がり (SEL2)	22	49	188	
(11) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	26	37	197	
(12) 第2段エンジン第3回推力立上がり (SEL3)	4	22	48	33722
(13) 第2段エンジン第3回燃焼停止 (SECO3)	4	23	30	33753
(14) Telstar 12 VANTAGE分離	4	26	55	33901

※1 29号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、イベントによっては「打上げ計画書」に記載された計画値と異なる。

※2 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点

※3 後方プレス分離

<飛行経路概要>



高度化としての特徴については、基幹ロケット高度化H-Iプラスフリーフライト資料「基幹ロケット高度化H-IIAロケットのステップアップ」参照。



H-IIAロケット29号機は、カナダ・Telesat社の通信放送衛星「Telstar 12 VANTAGE」を搭載し、2015年11月24日に種子島宇宙センターから打上げられました。日本のロケット史上最長となる4時間26分56秒の飛行を経て、衛星を静止トランスファ軌道へ正常に投入しました。本ミッションはH-IIA初の「高度化仕様（H2A 204形態）」を全面適用したもので、2段水素タンクの白色塗装が外観上の特徴となっています。第2段エンジンの3回燃焼や長時間飛行に対応する熱設計・姿勢制御などが実施されました。これにより、H-IIAは欧州アリアン5と同等のGTO投入能力を獲得し、商業衛星打上げ市場での競争力を大幅に向上させました。

F30 H-IIAロケット 30号機

DATA

打上げ日

2016.02.17 17:45:00

打上げ計画日

2016.02.12 17:45:00or18:30:00

延期/中止理由

天候不良（氷結層）のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

LEO（低軌道）

主衛星

X線天文衛星 「ひとみ」 (ASTRO-H)

小型副衛星

打上げシーケンス

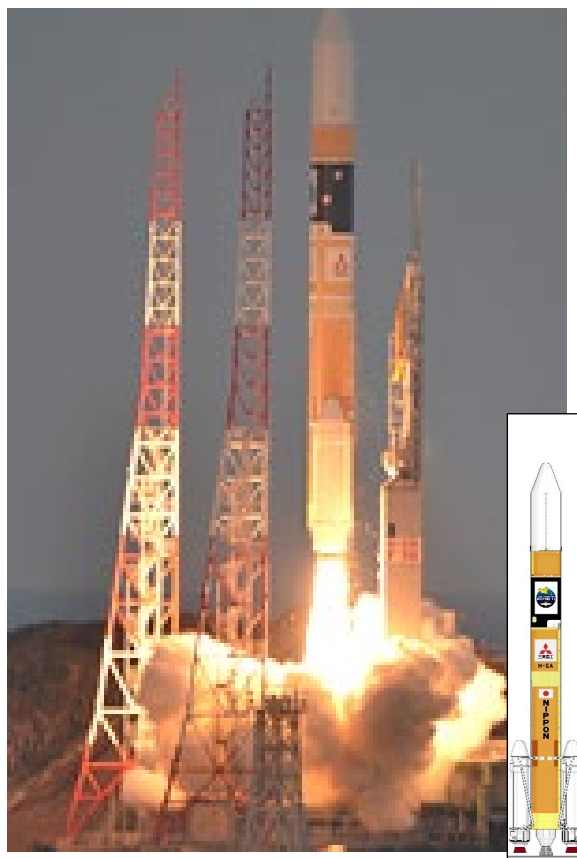
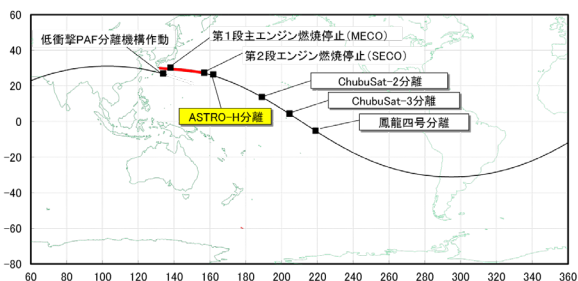
<主要シーケンス⁽¹⁾>

事 象	打上後経過時間	高度
時 分 秒	km	
リフトオフ	0 0 0	0
固体ロケットブースタ 燃焼終了 ⁽²⁾	1 32 48	
固体ロケットブースタ 分離 ⁽²⁾	1 46 56	
衛星フェアリング分離	4 18 170	
第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6 39 311	
第1段・第2段分離	6 47 322	
第2段エンジン推力立上り (SEIG)	6 53 330	
第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	13 27 579	
ASTRO-H分離	14 18 579	
ChubuSat-2分離	22 38 575	
ChubuSat-3分離	27 38 573	
鳳龍四号分離	32 38 571	
低衛星型衛星分離部分離機構作動	1 49 34 570	

*1) 30号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、イベントによっては「打上げ計画書」に記載された計画値と異なる。

*2) 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点

<昇降機等機体分離>



H-IIA ロケット 30号機は、 X線天文衛星「ひとみ」(ASTRO-H)を搭載し、2016年2月17日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約14分後に衛星の分離を確認しました。ASTRO-HはX線の高分解能分光装置を備え、日本のX線天文学の発展に寄与する大型科学衛星であり、NASAやESAなどとの国際共同研究の基盤でした。11機の小型衛星も同時に軌道投入され、小型衛星技術の発展にも貢献しました。なお、衛星は打上げ後に姿勢異常から機体破損に至り運用を終了しました。後継の衛星が47号機で打上げられたXRISMになります。

F31 H-IIAロケット 31号機

DATA

打上げ日

2016.11.02 15:20

打上げ計画日

2016.11.01 15:20-18:18

延期/中止理由

LRR時点（10/30）で準備作業（機体移動）時の天候不良（雷）が予想されたため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

GTO（静止遷移軌道）

主衛星

静止気象衛星 「ひまわり9号」 (Himawari-9)

小型副衛星

打上げシーケンス

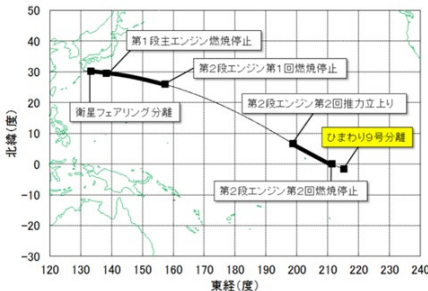
<主要シーケンス※1>

事 象	打上後経過時間	高度
	時 分 秒	km
リフトオフ	0 0 0	0
固体ロケットブースタ 燃焼終了※2	1 32 45	
固体ロケットブースタ 分離※3	1 47 53	
衛星フェアリング分離	3 59 142	
第1段主エンジン燃焼停止 (MEGO)	6 30 218	
第1段・第2段分離	6 39 222	
第2段エンジン第1回推力立上り (SELJ1)	6 48 225	
第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	12 6 271	
第2段エンジン第2回推力立上り (SELJ2)	23 48 264	
第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	27 3 250	
ひまわり9号分離	27 54 263	

※1) 31号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、イベントによっては「打上げ計画書」に記載された計画値と異なる。

※2) 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点

※3) 後方プレス分離 <飛行経路概要>



H-IIAロケット31号機は、静止気象衛星「ひまわり9号」を搭載し、2016年11月2日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約28分後に衛星の分離が確認されました。ひまわり9号はひまわり8号のバックアップ衛星として、高頻度（2.5分間隔）・高解像度の観測を実施し、台風や豪雨、火山噴火、黄砂などの監視能力を強化しました。二機体制によりアジア太平洋地域の気象監視の信頼性向上に寄与し、2022年にひまわり8号と交代して本格運用を開始しました。

F32 H-IIAロケット 32号機

DATA

打上げ日

2017.01.24 16:44

打上げ計画日

2017.01.24 16:44-17:58

延期/中止理由

—

機体形態

H2A204

フェアリング

4S

投入軌道

GTO（静止遷移軌道）

主衛星

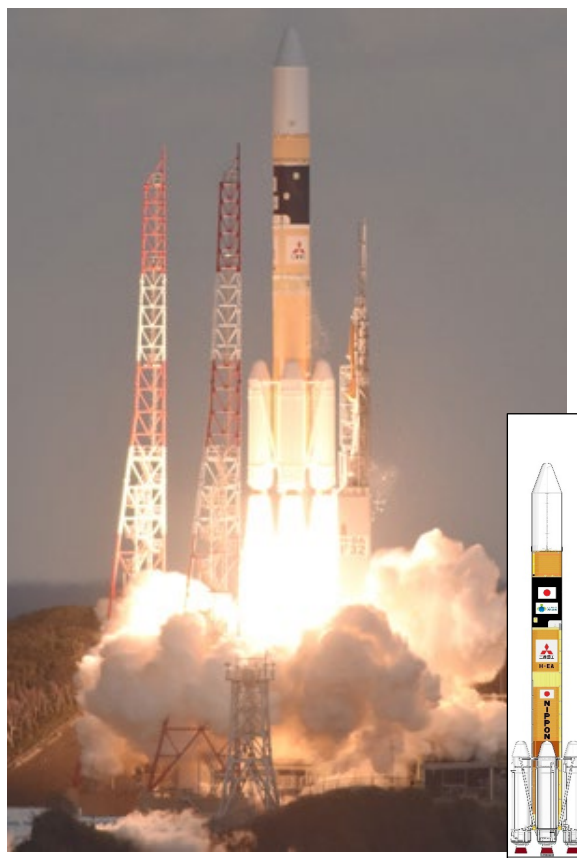
Xバンド防衛通信衛星2号機 「きらめき2号」

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIAロケット32号機は、Xバンド防衛通信衛星2号機（きらめき2号）を搭載し、2017年1月24日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し打上げは成功しました。きらめき2号は防衛省のXバンド衛星通信システムの一部で、自衛隊の通信能力を強化し、海外派遣や災害派遣時の通信安定化に寄与しました。1号機の輸送中損傷による延期を受け、2号機がシリーズ初の打上げ成功となりました。H-IIA204型（SRB-A×4、4Sフェアリング）を用いた増強型の構成で、打上げは良好な気象条件のもと実施されました。

F33 H-IIAロケット 33号機

DATA

打上げ日

2017.03.17 10:20

打上げ計画日

2017.03.16 10:00-12:00

延期/中止理由

天候不良（氷結層）のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

—

主衛星

情報収集衛星(IGS)レーダ5号機

小型副衛星

—

打上げシーケンス

—



H-IIAロケット33号機は、情報収集衛星レーダ5号機を搭載し、2017年3月17日に種子島宇宙センターから打上げられました。前回32号機から約1か月半の短期間での打上げでした。H-IIA202型（SRB-A×2、4Sフェアリング）による打上げで、ロケットは正常に飛行し衛星を予定軌道へ投入し打上げは成功しました。

F34 H-IIAロケット
34号機

DATA

打上げ日

2017.06.01 9:17:46

打上げ計画日

2017.06.01 9:17:46

延期/中止理由

—

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

準天頂遷移軌道

主衛星

「みちびき2号機」 (準天頂衛星)

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス※1>

事 象	打上後経過時間			高度 km
	時	分	秒	
(1) リフトオフ	0	0	0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了 ^{※2}	1	29	38	38
(3) 固体ロケットブースタ 分離 ^{※3}	1	48	54	54
(4) 衛星フェアリング分離	4	4	149	149
(5) 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6	32	233	233
(6) 第1段・第2段分離	6	40	238	238
(7) 第2段エンジン第1回推力立上り (SEL11)	6	50	243	243
(8) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	12	27	292	292
(9) 第2段エンジン第2回推力立上り (SEL12)	24	32	255	255
(10) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	27	30	254	254
(11) みちびき2号機分離	28	20	275	275

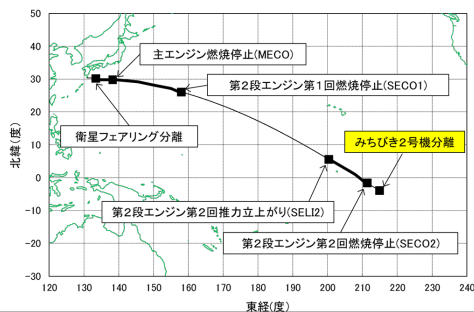
※1) 34号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、

イベントによっては「打上げ計画書」に記載された計画値と異なる。

※2) 燃焼室圧力が1.96MPaとなる時点とする。

※3) スラスト・ストラット分離

<飛行経路概要>



H-IIAロケット34号機は、準天頂衛星システム（QZSS）「みちびき2号機」を搭載し、2017年6月1日に種子島宇宙センターから打上げられました。H-IIA202型（SRB-A×2、4Sフェアリング）による標準構成で上げられ、ロケットは計画通り正常に飛行し、約28分後に衛星の分離が確認され上げは成功しました。みちびき2号機は日本版GPSとも称されるQZSSの2機目で、準天頂軌道から測位信号を送信し、GPSの補完・補強を通じて測位精度と災害時の通信信頼性を向上させました。今回の投入は4機体制構築の第一歩となり、2017年8月・10月の3号機・4号機打上げへと続く連続ミッションの基盤を築きました。

F35 H-IIAロケット
35号機

DATA

打上げ日

2017.08.19 14:29

打上げ計画日

2017.08.11 14:00頃-23:00頃

延期/中止理由

天候不良（発雷）のため (8/11→8/12)
機体不適合(1段AHe漏洩)のため (8/12→8/19)

機体形態

H2A204

フェアリング

5S

投入軌道

準天頂遷移軌道

主衛星

「みちびき3号機」

(準天頂衛星システム 静止軌道衛星)

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス※1>

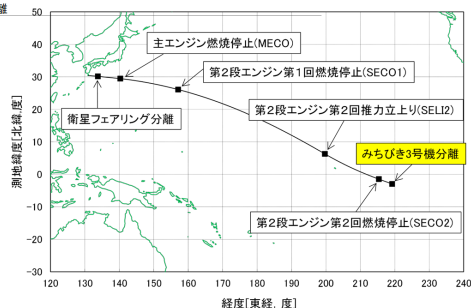
事 象	打上後経過時間 時 分 秒	高度 km
(1) リフトオフ	0 0 0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了 ⁽²⁾	1 48	63
(3) 固体ロケットブースタ 第1ベア分離 ⁽²⁾	2 6	83
(4) 固体ロケットブースタ 第2ベア分離 ⁽²⁾	2 9	87
(5) 衛星フェアリング分離	3 48	176
(6) 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6 39	264
(7) 第1段・第2段分離	6 47	268
(8) 第2段エンジン第1回推力立上り (SEL11)	6 57	272
(9) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	11 24	332
(10) 第2段エンジン第2回推力立上り (SEL12)	23 45	370
(11) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	27 45	390
(12) みちびき3号機分離	28 35	416

※1) 35号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、

イベントによっては「打上げ計画書」に記載された計画値と異なる。

※2) 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点

※3) スラスト・ストラット分離



H-IIAロケット35号機は、準天頂衛星システム（QZSS）「みちびき3号機」を搭載し、2017年8月19日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約28分40秒後に衛星を静止遷移軌道へ投入し打上げは成功しました。みちびき3号機は約4.7トンの大型衛星で、SRB-Aを4本搭載したH2A204型と5m径フェアリング（5S型）を用いて打上げられました。静止軌道で運用され、GPSの補完・補強による測位精度向上や災害時の信頼性向上に寄与しました。2017年はQZSSの本格整備年であり、2号機、3号機、4号機の連続投入が行われました。

F36 H-IIAロケット 36号機

DATA

打上げ日

2017.10.10 7:01:37

打上げ計画日

2017.10.10 7:00頃

延期/中止理由

—

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

準天頂遷移軌道

主衛星

「みちびき4号機」 (準天頂衛星システム)

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス^(*)>

事 象	打上後経過時間			高度 km
	時	分	秒	
(1) リフトオフ	0	0	0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了 ^(*)	1	32	40	
(3) 固体ロケットブースタ 分離 ^(*)	1	48	54	
(4) 衛星フェアリング分離	4	9	151	
(5) 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6	36	234	
(6) 第1段・第2段分離	6	44	239	
(7) 第2段エンジン第1回推力立上り (SEL11)	6	54	244	
(8) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	12	30	292	
(9) 第2段エンジン第2回推力立上り (SEL12)	24	35	255	
(10) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	27	31	254	
(11) みちびき4号機分離	28	21	273	

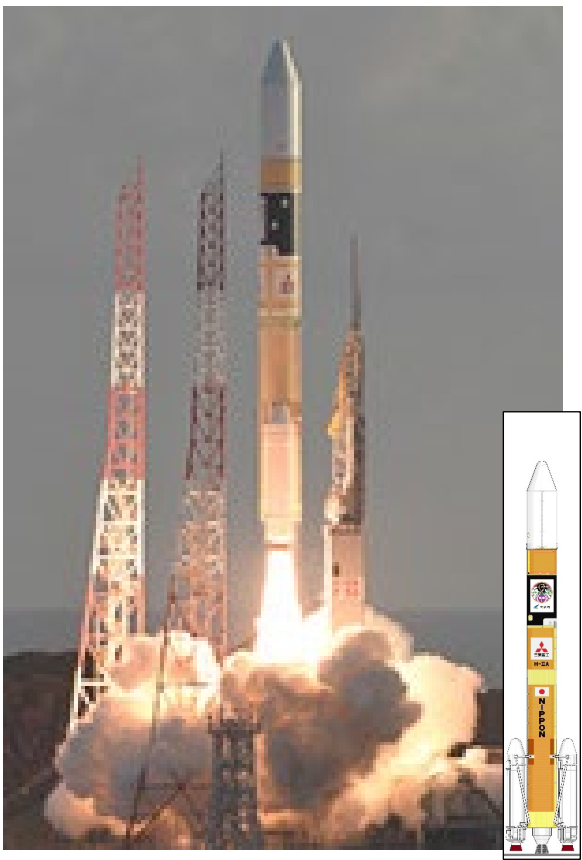
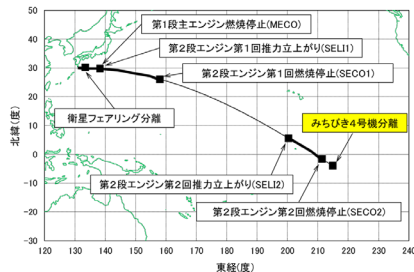
*1) 36号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、イベントによっては「打上げ計画書」に記載された計画値と異なる。

*2) 燃焼室圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点とする。

*3) スラスト・ストラット分離

MECO : Main Engine Cut Off 第1段エンジン燃焼停止
SEL1 : Second Engine Lock In 第2段エンジン推力立上り
SECO : Second Engine Cut Off 第2段エンジン燃焼停止

<飛行経路概要>



H-IIAロケット36号機は、準天頂衛星システム（QZSS）「みちびき4号機」を搭載し、2017年10月10日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約28分後に衛星の分離が確認され打上げは成功しました。みちびき4号機は準天頂軌道で運用され4機体制が構築されました。これにより日本国内で常時1機以上の準天頂衛星が上空に位置し、測位精度の大幅向上や災害時の安定した測位が実現。GPSの補完・補強による高精度測位は自動運転や農業など産業利用の加速にも寄与しました。打上げはH-IIA202型（SRB-A×2、4Sフェアリング）で実施されました。

F37 H-IIAロケット 37号機

DATA

打上げ日

2017.12.23 10:26:22

打上げ計画日

2017.12.23 10:26:22 - 10:48:22

延期/中止理由

—

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

SSO（太陽同期準回帰軌道）/超低高度軌道

主衛星

- ①気候変動観測衛星 「しきさい」(GCOM-C)
②超低高度衛星技術試験機 「つばめ」(SLATS)

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス">

番号	説明	打上げ後経過時間	高度
時	分	秒	km
(1)	リフトオフ	0	0
(2)	固体ロケットブースタ燃焼終了+2	1	31
(3)	固体ロケットブースタ分離+3	1	46
(4)	電圧フェアリング分離	4	0
(5)	第1段主エンジン燃焼停止(MECO)	6	32
(6)	第1段・第2段分離	6	40
(7)	第2段エンジン第1回燃焼停止(SELO)	6	50
(8)	第2段エンジン第1回燃焼停止(SECO)	15	4
(9)	しきさい分離	16	19
(10)	第2段エンジン第2回燃焼停止+SELI(60%推力燃焼)	57	44
(11)	第2段エンジン第2回燃焼停止(SECO2)	57	52
(12)	つばめ搭載アダプタ(放出部)分離	59	53
(13)	第2段エンジン第3回燃焼(SEG3)(70%推力燃焼)	1	45
(14)	第2段エンジン第3回燃焼停止(SECO3)	1	46
(15)	つばめ分離	1	48

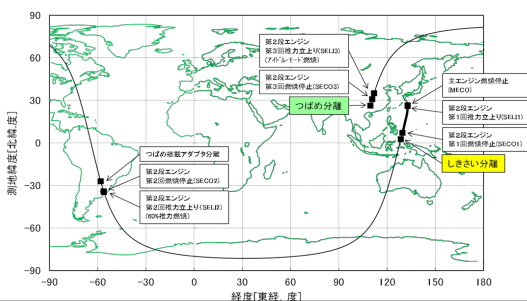
*1) 37号機用のエンジン燃焼の高度データを反映した予測値のため、

*2) 燃焼停止後最初の10分時点

*3) プレス分離

MECO : Main Engine Cut Off 第1段エンジン燃焼停止
SEG : Second Engine Ignition 第2段エンジン燃焼
SELI : Second Engine Lock In 第2段エンジン推力立上り
SECO : Second Engine Cut Off 第2段エンジン燃焼停止

<飛行経路概要>



H-IIAロケット37号機は、気候変動観測衛星「しきさい（GCOM-C）」と超低高度衛星技術試験機「つばめ（SLATS）」を搭載し、2017年12月23日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約16分後に「しきさい」、約1時間48分後に「つばめ」の分離が確認され打上げは成功しました。「しきさい」は全球の気候変動監視を目的とし、海洋・大気・陸域の複合観測で環境研究に貢献しました。「つばめ」は高度約200～300kmの超低高度軌道でイオンエンジンによる軌道維持技術を世界で初めて本格実証し、将来の高分解能観測や低高度通信衛星の可能性を広げました。高度化仕様のH-IIAを用いた複数衛星の異なる軌道投入は柔軟性と運用能力の高さを示しました。

F38 H-IIAロケット 38号機

DATA

打上げ日

2018.2.27 13:34:00

打上げ計画日

2018.02.25 13:00-15:00

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

-

主衛星

情報収集衛星(IGS)光学6号機

小型副衛星

-

打上げシーケンス

-



H-IIAロケット38号機は、情報収集衛星光学6号機を搭載し、2018年2月27日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、衛星の分離が確認され打上げは成功しました。H-IIA202型（SRB-A×2、4Sフェアリング）を用いた標準構成で打上げられました。

F39 H-IIAロケット 39号機

DATA

打上げ日

2018.6.12 13:20

打上げ計画日

2018.6.11 13:00-15:00

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

-

主衛星

情報収集衛星(IGS)レーダ6号機

小型副衛星

-

打上げシーケンス

-



H-IIAロケット39号機は、情報収集衛星レーダ6号機を搭載し、2018年6月12日に種子島宇宙センターから打上げられました。当初6月11日の予定でしたが、天候不良により翌12日に延期されました。ロケットは正常に飛行し、衛星の分離が確認され打上げは成功しました。H-IIA202型（SRB-A×2、4Sフェアリング）を用いた標準構成で打上げられました。

F40 H-IIAロケット
40号機

DATA

打上げ日

2018.10.29 13:08:00

打上げ計画日

2018.10.29 13:08:00-13:20:00

延期/中止理由

-

機体形態

H2A202

フェアリング

4/4D-LC

投入軌道

SSO（太陽同期準回帰軌道）

主衛星

温室効果ガス観測技術衛星2号

「いぶき2号」（GOSAT-2）

小型副衛星

【50cm級】

DIWATA-2B（東北大学）

プロイテレス衛星2号機（大阪工業大学）

地球低軌道環境観測衛星「てんこう」（帝京大学）

【10cm級】

Stars-AO（静岡大学）

AUTcube2（愛知工科大学）

打上げシーケンス

＜主要シーケンス＊1＞

番号	項目	時刻	高度
(1)	リフトオフ	0	0
(2)	固体ロケットブースター燃焼終了＊2	1	50
(3)	固体ロケットブースター分離＊3	2	50
(4)	上部推進フェアリング分離	4	129
(5)	第1段エンジン燃焼停止（MECO）	8	289
(6)	第1段・第2段分離	6	43
(7)	第2段エンジン燃焼停止（SECO）	6	289
(8)	第2段エンジン燃焼停止（SECO）	15	25
(9)	「いぶき2号」分離	15	613
(10)	「てんこう」分離	19	613
(11)	「 Stars-AO」分離	19	613
(12)	「 AUTcube2」分離	23	613
(13)	「てんこう」分離	23	613
(14)	「 Stars-AO」分離	43	613
(15)	「 AUTcube2」分離	48	613
(16)	「てんこう」分離	50	613

＊1）各機種のエンジン燃焼等の観測データを基に、本観測のため、イベントによっては1分1秒単位で調整された計測値となる。

＊2）固体ロケットブースター燃焼停止時刻。

＊3）固体ロケットブースター燃焼停止時刻。地球周回後の地上監視範囲にて追跡可能となる時刻を確認する。リフトオフ後約10分間の分離。

＊4）「てんこう」分離時は地上から不可視範囲を飛行するため、地球周回後の地上監視範囲にて追跡可能となる時刻を確認する。リフトオフ後約10分間の分離。

＊5）フェアリング分離。

MECO : Main Engine Cut Off

SECO : Second Engine Cut Off

SECO : Second Engine Cut Off

SECO : Second Engine Cut Off

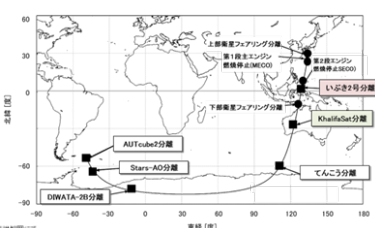
SECO : Second Engine Cut Off

SECO : Second Engine Cut Off

SECO : Second Engine Cut Off

SECO : Second Engine Cut Off

＜飛行経路概要＞



H-IIAロケット40号機は、温室効果ガス観測技術衛星「いぶき2号（GOSAT-2）」とアラブ首長国連邦（UAE）の地球観測衛星「ハリーファサット（KhalifaSat）」を搭載し、2018年10月29日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約16分後に「いぶき2号」、約24分後に「ハリーファサット」の分離が確認され打上は成功しました。「いぶき2号」はCO₂・CH₄・COの高精度観測を通じて気候変動予測の精度向上や国際的な排出量検証に貢献し、「ハリーファサット」はUAE初の国産衛星として注目されました。日本の大学による小型衛星4機も搭載され、教育・研究・産業連携に寄与しました。

F41 H-IIAロケット 41号機

DATA

打上げ日

2020.2.9 10:34:00

打上げ計画日

2020.1.27 10:00-12:00

延期/中止理由

天候不良（1/27→1/28） 空調配管損傷のためY-0
中止 リサイクル（+9日） 衛星系作業（+1日）
天候不良（+2日）

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

-

主衛星

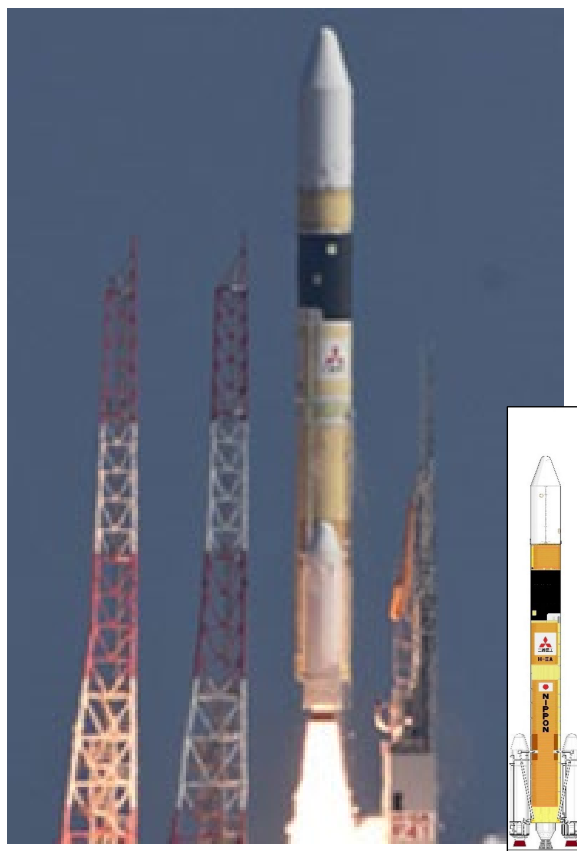
情報収集衛星(IGS)光学7号機

小型副衛星

-

打上げシーケンス

-



H-IIAロケット41号機は、情報収集衛星光学7号機を搭載し、2020年2月9日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約21分後に衛星の分離が確認され打上げは成功しました。打上げは当初1月27日に予定されていましたが、天候悪化で延期され、1月28日は地上設備のトラブルにより中止となりました。

F42 H-IIAロケット 42号機

DATA

打上げ日

2020.7.20 6:58:14

打上げ計画日

2020.7.15 5:51:27

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

火星遷移軌道

主衛星

UAE火星探査機「HOPE」(EMM)

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス(2020年7月20日打上げケース)*1>

事 象	打上後経過時間			高度
	時	分	秒	
(1) リフトオフ	0	0	0	
(2) 固体ロケットブースタ燃焼終了*2	1	31	40	
(3) 固体ロケットブースタ分離*3	1	46	52	
(4) 衛星フェアリング分離	4	6	141	
(5) 第1段主エンジン燃焼停止(MECO)	6	34	209	
(6) 第1段・第2段分離	6	42	213	
(7) 第2段 第1回エンジン推力立上がり(SELI1)	6	52	217	
(8) 第2段 第1回エンジン燃焼停止(SECO1)	11	21	255	
(9) 第2段 第2回エンジン推力立上がり(SELI2)	52	3	255	
(10) 第2段 第2回エンジン燃焼停止(SECO2)	55	55	332	
(11) 「HOPE」分離	56	56	434	

*1) 42号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値。

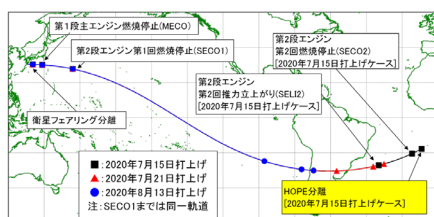
*2) 燃焼室圧最大値の10%時点

*3) プレス分離

MECO : Main Engine Cut Off
 SELI : Second Engine Lock In
 SECO : Second Engine Cut Off

第1段エンジン燃焼停止
 第2段エンジン推力立上り
 第2段エンジン燃焼停止

<飛行経路概要>



H-IIAロケット42号機は、アラブ首長国連邦(UAE)の火星探査機「HOPE(アル・アマル)」を搭載し、2020年7月20日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約57分後に探査機の実験機が確認され打上げは成功しました。これは日本のロケットが他国の惑星探査機を送り出した初の事例です。HOPEは火星の大気循環や気象変動の観測を目的とし、UAEと米国大学の共同開発によるもので、2021年2月に火星周回軌道に到達し観測ミッションを継続しています。新型コロナウイルスの影響下で打上げ準備が行われ、天候起因による延期もありましたが、無事成功しました。今回のミッションは国際的信頼向上とUAEとの協力深化に寄与しました。

F43 H-IIAロケット 43号機

DATA

打上げ日

2020.11.29 16:15-18:15

打上げ計画日

2020.11.29 16:25:00

延期/中止理由

-

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

GTO（静止遷移軌道）

主衛星

データ中継衛星1号機・光データ中継衛星

小型副衛星

-

打上げシーケンス

-



H-IIAロケット43号機は、データ中継衛星1号機・光データ中継衛星（JDRS-1）を搭載し、2020年11月29日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約30分後に衛星の分離が確認され打上げは成功しました。JDRS-1は情報収集衛星（IGS）の観測データを地上局が見えない時間帯でも中継可能にし、レーザー光通信による高速・大容量通信を実現。次世代地球観測衛星との光通信実証にも活用されます。この打上げにより、日本の衛星データ通信インフラが大幅に強化され、災害監視や安全保障対応の迅速化に寄与しました。また、IGSの10機体制構築に向けた重要な一歩となりました。

F44 H-IIAロケット
44号機

DATA

打上げ日

2021.10.26 11:19:37

打上げ計画日

2021.10.25 11:00-12:00

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

準天頂遷移軌道

主衛星

「みちびき初号機後継機」
(準天頂衛星システム)

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス *1>

事 象	打上後経過時間			高度 km
	時	分	秒	
(1) リフトオフ	0	0	0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了 *2	1	31	39	39
(3) 固体ロケットブースタ 分離 *3	1	46	52	52
(4) 衛星フェアリング分離	4	12	146	146
(5) 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6	39	223	223
(6) 第1段・第2段分離	6	47	228	228
(7) 第2段エンジン第1回推力上がり (SEL11)	6	57	233	233
(8) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	12	32	303	303
(9) 第2段エンジン第2回推力上がり (SEL12)	24	25	259	259
(10) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	27	21	251	251
(11) QZS-1R分離	28	11	265	265

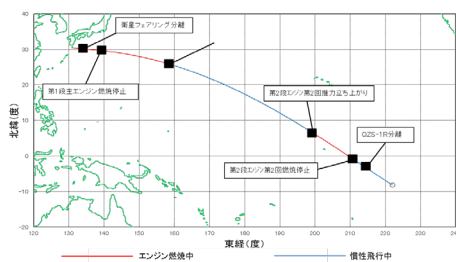
*1) 44号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値。

*2) 燃焼室圧最大値の10%時点

*3) プレス分離

MECO : Main Engine Cut Off 第1段エンジン燃焼停止
SEL1 : Second Engine Lock In 第2段エンジン推力立上り
SECO : Second Engine Cut Off 第2段エンジン燃焼停止

<飛行経路概要>



H-IIAロケット44号機は、準天頂衛星初号機後継機（QZS-1R）を搭載し、2021年10月26日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約28分後に衛星の分離が確認され打上げは成功しました。QZS-1Rは日本版GPSと通称される「みちびき」初号機の後継機で、GPSの補完・補強による測位精度向上や災害時の測位・通信の信頼性向上が目的でした。4機体制の維持に不可欠な衛星であり、自動運転や農業、建設など産業利用の基盤を支えています。将来の7機体制構築に向けた重要なステップとなりました。

F45 H-IIAロケット 45号機

DATA

打上げ日

2021.12.23 0:32:00

打上げ計画日

2021.12.21 23:33:52-01:33:26

延期/中止理由

天候不良のため1日延期 1段機体データ変動確認のため59分遅れ。日付変わって23日打上げ

機体形態

H2A204

フェアリング

4S

投入軌道

GTO（静止遷移軌道）

主衛星

通信衛星Inmarsat-6 F1

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス ※1>

事 象	打上後経過時間 時 分 秒	高度 km
(1) リフトオフ	0 0 0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了*2	1 50 62	62
(3) 固体ロケットブースタ 第1ベア分離*3	2 5 78	78
(4) 固体ロケットブースタ 第2ベア分離*3	2 9 82	82
(5) 衛星フェアリング分離	3 40 161	161
(6) 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6 37 246	246
(7) 第1段・第2段分離	6 45 250	250
(8) 第2段エンジン第1回推力立上がり (SEL1)	6 55 254	254
(9) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SEC01)	11 24 292	292
(10) 第2段エンジン第2回推力立上がり (SEL12)	21 21 251	251
(11) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SEC02)	25 29 282	282
(12) Inmarsat-6 F1分離	26 19 321	321

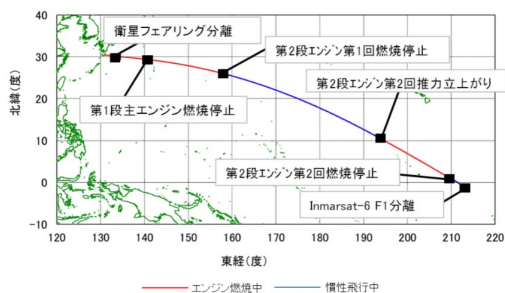
※1) 6号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値。

※2) 燃焼室圧最大値の10秒時点

※3) プレス分離

MECO : Main Engine Cut Off 第1段エンジン燃焼停止
SEL1 : Second Engine Lock In 第2段エンジン推力立上り
SEC0 : Second Engine Cut Off 第2段エンジン燃焼停止

<飛行経路概要>



H-IIAロケット45号機は、英国インマルサット社の通信衛星「Inmarsat-6 F1」を搭載し、2021年12月23日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約26分後に衛星の分離が確認され打上げは成功しました。Inmarsat-6 F1は同社の第6世代通信衛星シリーズ初号機で、LバンドとKaバンドを統合したデュアルペイロードを搭載し、ORCHESTRA構想の中核を担う衛星です。約5.5トンの大型衛星をH-IIA204型（SRB-A×4、5Sフェアリング）で静止遷移軌道へ投入しました。本ミッションはH-IIAの国際商業打上げ市場での信頼性を再確認し、次世代通信サービスの基盤構築に貢献しています。

F46 H-IIAロケット 46号機

DATA

打上げ日

2023.1.26 10:50:21

打上げ計画日

2023.1.25 10:00-12:00

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

-

主衛星

情報収集衛星(IGS)レーダ7号機

小型副衛星

-

打上げシーケンス

-



H-IIAロケット46号機は、情報収集衛星レーダ7号機を搭載し、2023年1月26日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約18分後に衛星分離が確認され打上げは成功しました。当初1月25日の予定でしたが、寒波による天候悪化のため翌26日に延期されました。H-IIA202型（SRB-A×2、4Sフェアリング）を用いた標準構成での打上げでした。H3ロケットへの移行期におけるH-IIAの安定運用の象徴的成功となりました。

F47 H-IIAロケット
47号機

DATA

打上げ日

2023.9.7 8:42:11

打上げ計画日

2023.8.26 9:34:57

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4/4D-LC

投入軌道

LEO

月遷移軌道

主衛星

- ① X線分光撮像衛星 (XRISM)
② 小型月着陸実証機 (SLIM)

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス *1>

事 象	打上後経過時間 時 分 秒	高度 km
(1) リフトオフ	0 0 0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了	1 30 40	40
(3) 固体ロケットブースタ分離	1 45 53	53
(4) 上部衛星フェアリング分離	4 10 161	161
(5) 第1段主エンジン燃焼停止 (MEDO)	6 39 294	294
(6) 第1段・第2段分離	6 46 304	304
(7) 第2段エンジン第1回推力立ち上がり (SEL1)	6 56 315	315
(8) 第2段エンジン第1回燃焼停止 (SECO1)	13 30 579	579
(9) XRISM分離	14 21 579	579
(10) 下部衛星フェアリング分離(アダプタ部)	17 51 577	577
(11) 下部衛星フェアリング分離(シリンダ部)	17 56 577	577
(12) 第2段エンジン第2回推力立ち上がり (SEL2)	44 51 571	571
(13) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	46 49 580	580
(14) SLIM分離	47 39 619	619

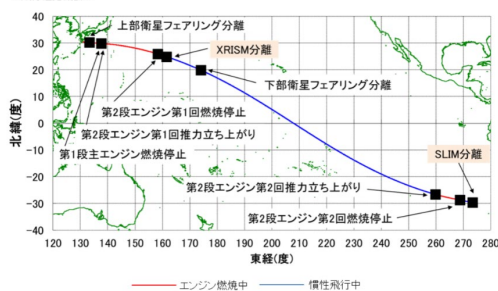
*1) 47号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値。

*2) 燃焼室圧最大値の10%時点

*3) プレス分離

MEDO : Main Engine Out Q/F 第1段エンジン燃焼停止
SEL1 : Second Engine Lock In 第2段エンジン推力立ち上がり
SECO : Second Engine Out Q/F 第2段エンジン燃焼停止

<飛行経路概要>



H-IIAロケット47号機は、X線分光撮像衛星XRISM（クリズム）と小型月着陸実証機SLIM（スリム）を搭載し、2023年9月7日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約14分後にXRISM、約48分後にSLIMの分離が確認され打上げは成功しました。XRISMは2016年に喪失した「ひとみ」の後継機で、高分解能X線分光装置を搭載し、宇宙の大規模構造やブラックホール周辺の物理現象の解明を目指す国際協力ミッションで活用されています。SLIMはピンポイント月面着陸の技術実証を目的とし、月面ロボットの搭載も話題でした。この打上げは日本の宇宙科学と惑星探査の両面で重要な節目となりました。

F48 H-IIAロケット 48号機

DATA

打上げ日

2024.1.12 13:44:26

打上げ計画日

2024.1.11 13:00-15:00

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

-

主衛星

情報収集衛星(IGS)光学8号機

小型副衛星

-

打上げシーケンス

-



H-IIAロケット48号機は、情報収集衛星光学8号機を搭載し、2024年1月12日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約20分後に衛星の分離が確認され打上げは成功しました。H3ロケットへの移行期におけるH-IIAの安定運用を示す打上げでした。

F49 H-IIAロケット 49号機

DATA

打上げ日

2024.9.26 14:24:20

打上げ計画日

2024.9.11 13:00-15:00

延期/中止理由

天候不良のため

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

-

主衛星

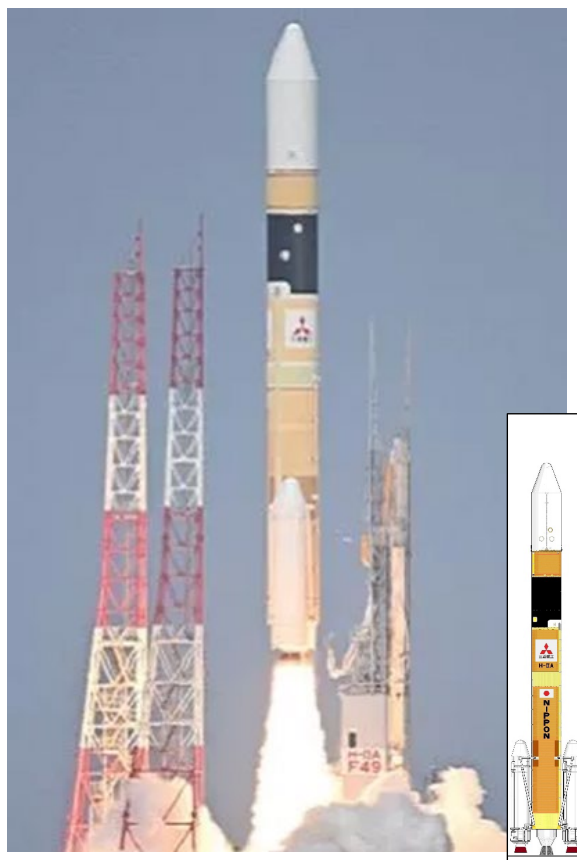
情報収集衛星(IGS)レーダ8号機

小型副衛星

-

打上げシーケンス

-



H-IIAロケット49号機は、情報収集衛星レーダ8号機を搭載し、2024年9月26日に種子島宇宙センターから打上げられました。悪天候により2度の延期を経ての打上げで、ロケットは正常に飛行し、約20分後に衛星の分離が確認され打上は成功しました。H3ロケットへの移行期における安定運用を示しました。

F50 H-IIAロケット 50号機

DATA

打上げ日

2025.6.29 1:33:03

打上げ計画日

2025.6.24 1:33:03-1:52:00

延期/中止理由

第2段機体の電気系統に確認が必要な事象が認められたためPDB2を交換・リサイクル5日間

機体形態

H2A202

フェアリング

4S

投入軌道

SSO（太陽同期準回帰軌道）

主衛星

温室効果ガス・水循環観測技術衛星

「いぶきGW」（GOSAT-GW）

小型副衛星

打上げシーケンス

<主要シーケンス ＊1>

事 象	打上後経過時間		高度 km
	時	分 秒	
(1) リフトオフ	0	0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了	1	46	42
(3) 固体ロケットブースタ 分離	2	2	53
(4) 衛星フェアリング分離	4	19	133
(5) 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	6	35	272
(6) 第1段・第2段分離	6	43	284
(7) 第2段エンジン推力立ち上がり (SEL)	6	52	298
(8) 第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	15	15	671
(9) GOSAT-GW分離	16	6	672

＊1) 50号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値。

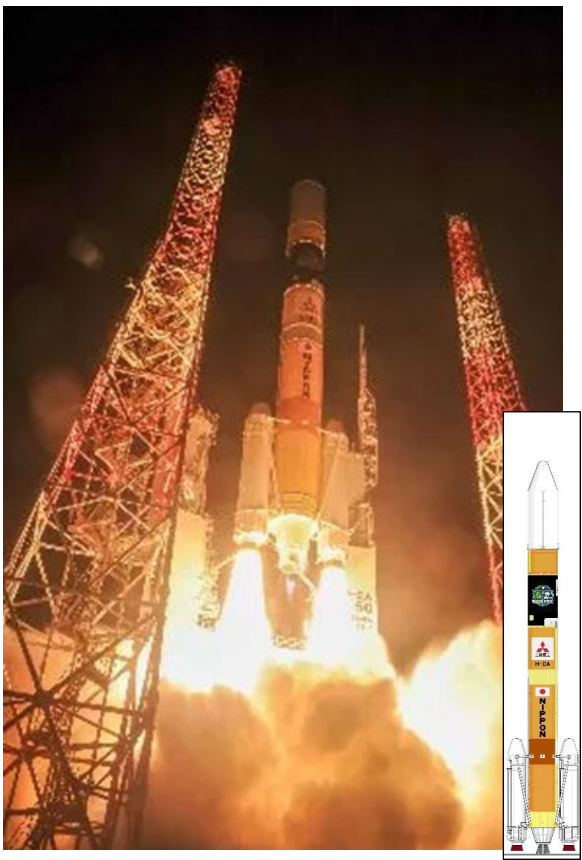
＊2) 燃焼室圧最大値の108時点。

＊3) プレス分離

MECO : Main Engine Cut Off
SEL : Second Engine Lock In
SECO : Second Engine Cut Off

第1 段エンジン燃焼停止
第2 段エンジン推力立ち上り
第2 段エンジン燃焼停止

<飛行経路概要>



H-IIAロケット50号機は、温室効果ガス・水循環観測技術衛星「いぶきGW（GOSAT-GW）」を搭載し、2025年6月29日に種子島宇宙センターから打上げられました。一般的な202形態での打上げでしたが、1段コア機体は202/204形態共用のものが適用されました。ロケットは計画通り正常に飛行し、衛星の分離が確認され打上は成功しました。「いぶきGW」はGOSATシリーズの後継機で、CO₂やCH₄などの温室効果ガスや水循環の高精度観測を行い、国際的な排出量検証や気候変動研究に貢献する衛星です。この打上げは24年にわたり50機の打上げを達成したH-IIAの最終フライトとなりました。

TF1 H-IIBロケット 試験機1号機

DATA

打上げ日

2009.09.11 2:1:46

打上げ計画日

2009.09.11 2:1:46

延期/中止理由

—

機体形態

—

フェアリング

5 SH

投入軌道

LEO

主衛星

宇宙ステーション補給機 「こうのとりのり」
(HTV)

小型副衛星

打上げシーケンス

イベント	経過時間 (計画値)
リフトオフ	0分 0秒
SRB-A燃焼停止	1分 54秒
SRB-A第1ベア分離	2分 4秒
SRB-A第2ベア分離	2分 7秒
フェアリング分離	3分 40秒
第1段エンジン燃焼停止	5分 47秒
第1段・第2段分離	5分 54秒
第2段エンジン始動	6分 1秒
第2段エンジン燃焼停止	14分 20秒
HTV抜着実験機分離	15分 11秒

ロケットの飛行経路



H-IIBロケット試験機1号機は、宇宙ステーション補給機HTV-1（こうのとりのり1号機）を搭載し、2009年9月11日に種子島宇宙センターから打上げられました。H-IIBはH-IIAの能力向上型として新規開発された大型ロケットで、第1段エンジンLE-7Aを2基クラスター化し、SRB-Aを4基装着した全長56.6m、総質量531tの高推力ロケットです。HTV-1は日本独自の無人補給船で、ISSへ物資を輸送し、ロボットアームでの把持・ドッキングに成功しました。打上げは技術確認のため当初予定から約1か月延期されましたが、夜間視認性の高い光跡を残し成功。以後、H-IIBは9機連続成功（成功率100%）を達成し、日本のISS補給能力確立と大型ロケット技術の信頼性向上に大きく貢献しました。

F2

H-IIBロケット
2号機

DATA

打上げ日

2011.1.22 14:37:57

打上げ計画日

2011.1.20 15:29:19

延期/中止理由

天候不良（氷結層）のため(1/20→1/22)

機体形態

—

フェアリング

5 SH

投入軌道

LEO

主衛星

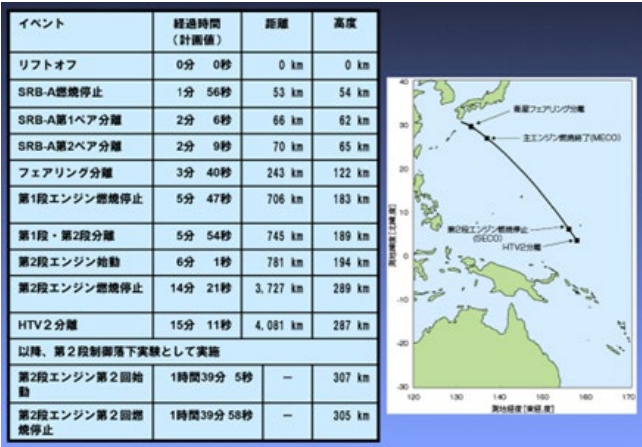
宇宙ステーション補給機 「こうのとり」2号機 (HTV2)

小型副衛星

打上げシーケンス



H-IIBロケット2号機は、宇宙ステーション補給機「こうのとり」2号機（HTV-2）を搭載し、2011年1月22日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約15分後にHTV-2の分離が確認され打上げは成功しました。HTV-2は国際宇宙ステーション（ISS）への物資補給を目的とし、H-IIBとしてはこの2号機で約16.5トン級の打上げ能力を実証しました。打上げは晴天のもと安定して進行し、HTV-2はISSへのランデブー・キャプチャに成功。第2段の制御落下技術も実証され、宇宙デブリ低減に貢献しました。



F3 H-IIBロケット
3号機

DATA

打上げ日

2012.7.21 11:06:18

打上げ計画日

2012.07.21 11:18頃

延期/中止理由

—

機体形態

—

フェアリング

5 SH

投入軌道

LEO

主衛星

宇宙ステーション補給機 「こうのとり」3号機 (HTV3)

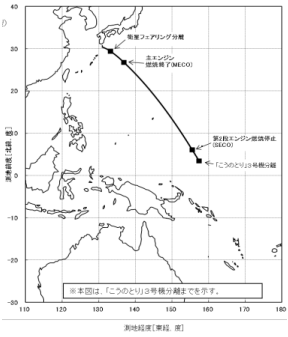
小型副衛星

打上げシーケンス

H-IIB3号機の飛行計画				
事業	打上後経過時間			慣性速度
	時	分	秒	
(1) リフトオフ	0	0	0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了*	1	54	51	53
(3) 固体ロケットブースタ第1バタ 分離**	2	4	64	61
(4) 固体ロケットブースタ第2バタ 分離**	2	7	68	63
(5) 重量フェアリング分離	3	40	245	120
(6) 第1段エンジン燃焼停止 (MECO)	5	47	707	184
(7) 第1段・第2段分離	5	54	746	189
(8) 第2段エンジン燃焼 (SEIG)	6	1	781	194
(9) 第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	14	20	3725	289
(10) 「こうのとり」3号機 分離	15	11	4080	287
(11) 第2段エンジン第2回燃焼 (SEIG2)***	1	39	5	307
(12) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	1	39	50	305

*燃焼圧最大値24時点 **スラスト・ストラット切断時点 ***アイドルモード燃焼開始

H-II B3号機は、打上げ後まもなく機体のピッチ面を方位角108.5度へ向けた後、所定の飛行計画に従って太平洋上を飛行する。その後、固体ロケットブースタ、重量フェアリング、第1段を分離する。引き続き、第2段エンジンの燃焼後に所定の軌道までこの「こうのとり」3号機を分離し、この後主ミッション終了後のロケット第2段機体について、南太平洋上へ軌道降下実験を行う。



H-IIBロケット3号機は、宇宙ステーション補給機「こうのとり」3号機 (HTV-3) を搭載し、2012年7月21日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約15分後にHTV-3の分離が確認され打上は成功しました。打上げは安定的に進行し、第2段の制御落下にも成功。HTVシリーズの大型物資輸送能力確立と、H-IIBの高信頼性を示す重要な成果となりました。

F4

H-II/Bロケット 4号機

DATA

打上げ日

2013.8.4 4:48:46

打上げ計画日

2013.8.4 4:48:46

延期/中止理由

—

機体形態

—

フェアリング

5 SH

投入軌道

LEO

主衛星

宇宙ステーション補給機 「こうのとり」4号機 (HTV4)

小型副衛星

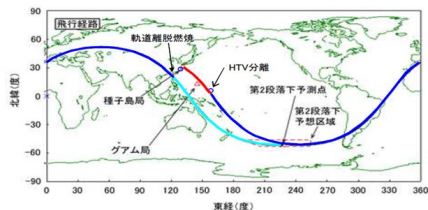
打上げシーケンス

事 象	打上げ経過時間			距離 km	高度 km	慣性速度 km/s
	時	分	秒			
(1) リフトオフ	0	0	0	0	0	0.4
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了*	1	54	51	53	1.9	
(3) 固体ロケットブースタ第1ペア 分離**	2	4	64	61	1.9	
(4) 固体ロケットブースタ第2ペア 分離**	2	7	68	63	1.9	
(5) 衛星フェアリング分離	3	40	245	120	2.9	
(6) 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	5	46	707	184	5.6	
(7) 第1段・第2段分離	5	54	746	189	5.6	
(8) 第2段エンジン始動 (SEIG)	6	1	781	194	5.6	
(9) 第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	14	7	3725	289	7.7	
(10) HTV分離	14	57	4080	287	7.7	
(11) 第2段軌道離脱燃焼開始 (SECO2)	1	38	5	—	307	7.7
(12) 第2段軌道離脱燃焼停止 (SECO2)	1	40	8	—	305	7.6

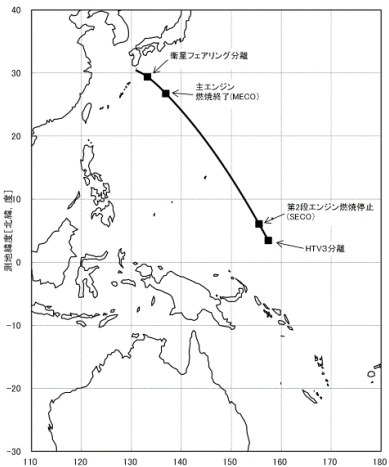
* 燃焼室圧力低下時の検出

** スラストスラット切断

*** H-II/B-F4用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、「打上げ計画書」に記載された計画値と異なる。



H-II/Bロケット4号機は、宇宙ステーション補給機「こうのとり」4号機 (HTV-4) を搭載し、2013年8月4日に種子島宇宙センターから打上げられました。打上げは良好な気象条件のもと順調に進行、ロケットは計画通り正常に飛行し約15分後にHTV-4の分離が確認され打上げは成功しました。



F5

H-IIBロケット 5号機

DATA

打上げ目

2015.8.19 20:50:49

打上げ計画日

2015.8.16 21:58:30

延期/中止理由

発雷の可能性のため 8/17に延期 さらに1日前天候判断で発雷の可能性があり8/19に延期

機体形態

フェアリング

5 SH

投入軌道

LEO

主衛星

宇宙ステーション補給機 「こうのとり」5号機 (HTV5)

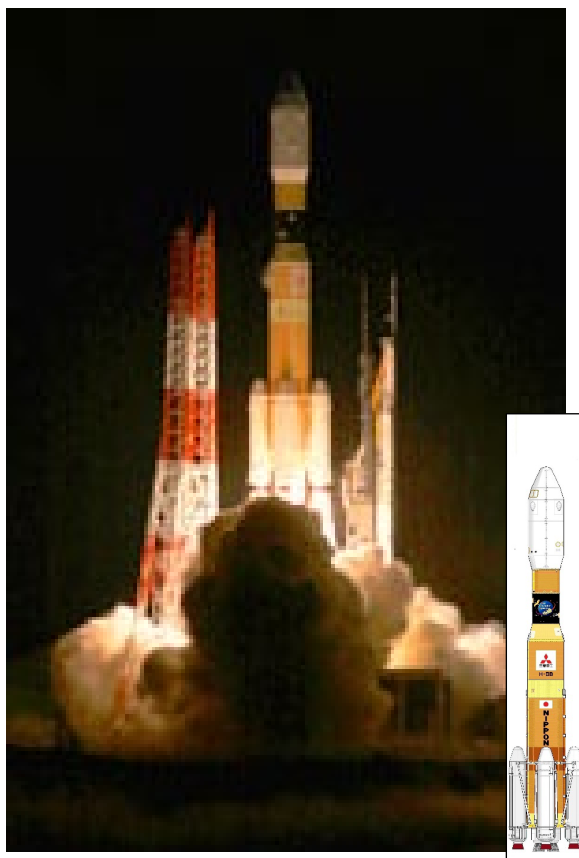
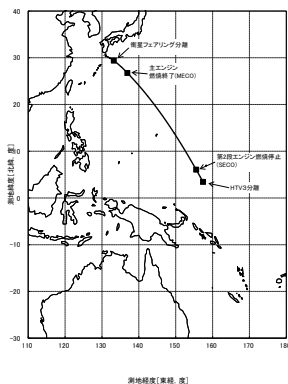
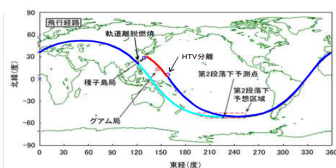
小型副衛星

打上げシーケンス

事 象	訂上経過時間		距離 km	高度 m	横ばい速度
	時	分			
(1) リフトオフ	0	0	0	0	0.4
(2) 高度0.5mからブースト燃焼終了 ⁽¹⁾⁽²⁾	1	48	43	47	1.8
(3) 高度0.5mから、ブースト第1点火 ⁽³⁾	2	4	63	60	1.9
(4) 高度0.5mから、ブースト第2点火 ⁽⁴⁾	2	6	67	62	1.9
(5) 高度0.5mから、ブースト第3点火 ⁽⁵⁾	3	43	251	246	2.0
(6) 第1段エンジン燃焼停止 (MECO)	5	50	712	184	0.6
(7) 第1・第2段分離	5	57	701	190	0.6
(8) 第2段エンジン第1点火能力上 (SELO)	6	8	805	197	0.6
(9) 第2段エンジン第2点火能力上 (SEFO)	10	14	3654	289	1.7
(10) 打ち上げ終了	15	5	4099	287	1.7
(11) 打ち上げ終了後燃焼継続 (SGSCG)	1	39	7	312	2.7
(12) 打ち上げ終了後燃焼停止 (SGSCG)	1	40	9	314	2.6

※1 5号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、イベントによっては「打上げ計画書」に記載された計画値と異なる。
 ※2 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点
 ※3 降下フェーズ分離

※2 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点
※3 機出力12分間



H-II/Bロケット5号機は、宇宙ステーション補給機「こうのとり」5号機（HTV-5）を搭載し、2015年8月19日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約15分後にHTV-5の分離が確認され打上げは成功しました。HTV-5は実験装置や小動物飼育装置、超小型衛星18機、NASAから依頼された緊急輸送品など約5.5トンの多様な物資を搭載しISSへ輸送しました。打上げは台風による延期を経て実施され、晴天のもと順調に進行しました。今回の成功により国際的な緊急補給対応や科学ミッションへの貢献が示されHTVシリーズの信頼性が改めて評価されました。

F6

H-IIBロケット
6号機

DATA

打上げ日

2016.12.9 22:26:47

打上げ計画日

2016.10.1 2:16頃

延期/中止理由

HTVの後方RCS漏洩処置の為10/1を延期した。
(10/7にプレスリリースで12/9 22:26頃に決定)

機体形態

—

フェアリング

5 SH

投入軌道

LEO

主衛星

宇宙ステーション補給機 「こうのとり」 6号機
(HTV6)

小型副衛星

打上げシーケンス

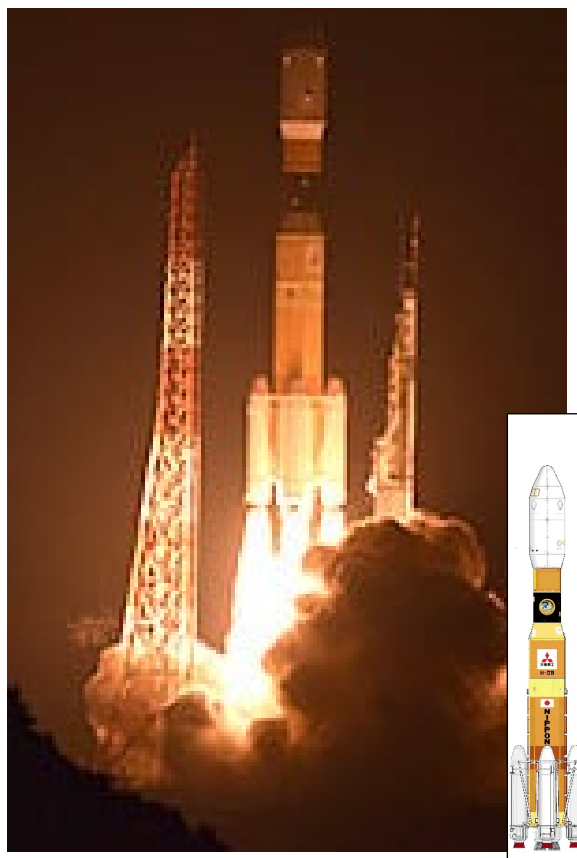
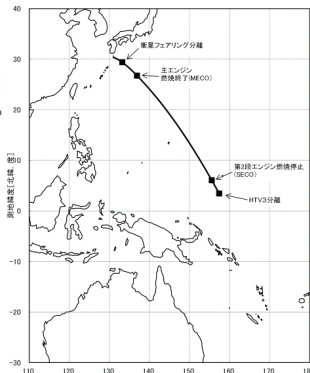
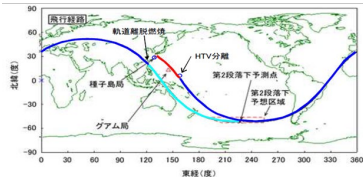
事 象	行上経過時間 時 分 秒	距離 km	高度 km	乗性速度 km
(1) リフトオフ	0 0 0	0	0	0.4
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了 ^{※1}	1 50 45	45	48	1.8
(3) 固体ロケットブースタ 第1ベア分離 ^{※1,2}	2 5 55	65	61	1.9
(4) 固体ロケットブースタ 第2ベア分離 ^{※1,2}	2 8 59	69	62	1.9
(5) 無実フェアリング分離	3 42 247	247	122	3.0
(6) 第1段 主エンジン 燃焼停止 (MECO)	5 48 710	710	184	5.6
(7) 第1段 第1段分離	5 56 747	747	189	5.6
(8) 第2段エンジン 第1回燃焼停止 (SECO)	6 7 802	802	197	5.6
(9) 第2段エンジン 第1回燃焼停止 (SECO)	14 15 3690	269	7.7	
(10) HTV6分離	15 6 4047	267	7.7	
(11) 第2段軌道離脱燃焼停止 (SECO2)	1 39 7	317	7.7	
(12) 第2段軌道離脱燃焼停止 (SECO2)	1 40 8	314	7.6	

※1 6号機用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、イベントによっては「打上げ計画値」に差異が生じ得る。

※2 燃焼圧力が最大燃焼圧力の10%となる時点。

※3 後方プレス分離。

ミッション終了後、ロケット第2段について、南太平洋上へ制御落下を行う。



H-IIBロケット6号機は、宇宙ステーション補給機「こうのとり」6号機 (HTV-6) を搭載し、2016年12月9日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約15分後にHTV-6の分離が確認され打上げは成功しました。HTV-6は約5.9トンの物資をISSへ輸送し、与圧部には小型衛星7機や次世代ハイビジョンカメラ、CO₂除去装置交換ユニットなど多様な装置を搭載。非与圧部にはISSの新型リチウムイオンバッテリーや導電性テザー実証実験装置 KITEなどを搭載しました。打上げは10月から12月へ延期されましたが、晴天のもと順調に進行。HTV-6はISSへの接近・把持・結合に成功し、導電性テザーは電子源動作確認を達成しました。

F7 H-IIBロケット
7号機

DATA

打上げ日

2018.9.23 2:52:27

打上げ計画日

2018.9.11 7:32頃

延期/中止理由

地上局天候悪化のため3日間、天候判断により1日、推進系異常によりY-0中止・リサイクル7日間、天候判断1日

機体形態

-

フェアリング

5 SH

投入軌道

LEO

主衛星

宇宙ステーション補給機 「こうのとり」7号機 (HTV7)

小型副衛星

打上げシーケンス

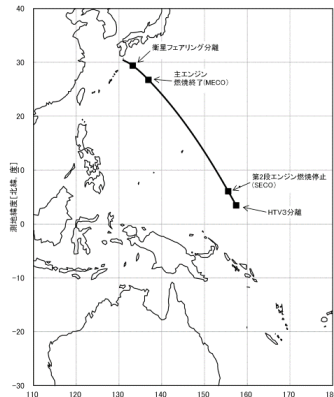
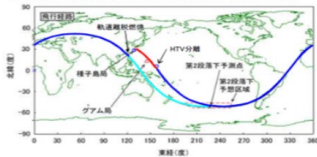
事 象	打上経過後時間	高度
時 分 秒	km	
(1) リフトオフ	0 0 0	0
(2) 固体ロケットブースター 燃焼終了 ^{※1}	1 49 48	48
(3) 固体ロケットブースター第1バースト ^{※2}	2 4 60	60
(4) 固体ロケットブースター第2バースト ^{※2}	2 7 62	62
(5) 衛星フェアリング分離	3 38 118	118
(6) 第1段主エンジン燃焼停止 (MEOD)	5 43 182	182
(7) 第1段主エンジン燃焼終了 (SECO1)	5 51 187	187
(8) 第2段エンジン能力上がり (SEL2)	6 1 194	194
(9) 第2段エンジン燃焼停止 (SECO2)	14 26 289	289
(10) 「こうのとり」7号機分離	15 16 287	287
(11) 第2段エンジン第2回燃焼開始 (SEG2b)	1 39 9 318	318
(12) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2b)	1 40 5 318	318

※1(H-2) 地上試験用のエンジン性能等の実測データを反映した予測値のため、イベントによって打上げ計画量と異なる場合があります。

※2燃焼後最大推力の10%時点

※3ブースト分離

ミッション終了後、ロケット第2段について、南太平洋上へ制動落下を行う。



H-IIBロケット7号機は、宇宙ステーション補給機「こうのとり」7号機 (HTV-7) を搭載し、2018年9月23日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは計画通り正常に飛行し、約15分後に衛星の分離が確認され打上げは成功しました。HTV-7は米国実験ラックや生命科学グローブボックス、小型衛星3機など多様な物資を搭載しISSへ約6.2トンの物資を輸送しました。復路では日本初の大気圏再突入カプセル回収実験も成功し、将来の物資回収技術の基盤を築きました。

F8

H-II/Bロケット
8号機

DATA

打上げ日

2019.9.25 1:05:05

打上げ計画日

2019.9.11 6:33頃

延期/中止理由

ML開口部火災によりY-0中止。リサイクル13日間。
COLA解析1日

機体形態

-

フェアリング

5 SH

投入軌道

LEO

主衛星

宇宙ステーション補給機 「こうのとり」8号機
(HTV8)

小型副衛星

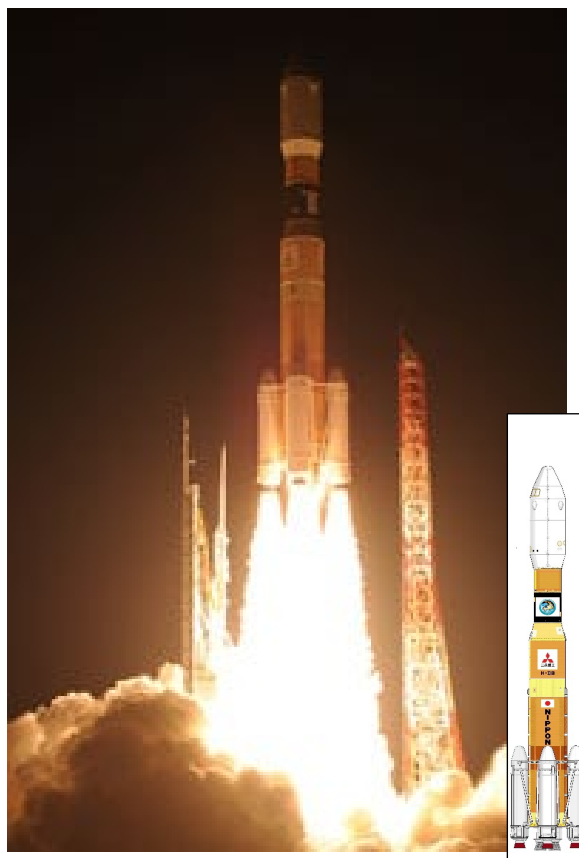
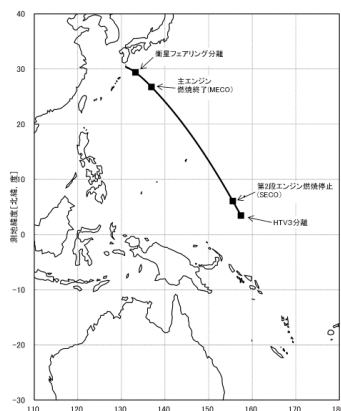
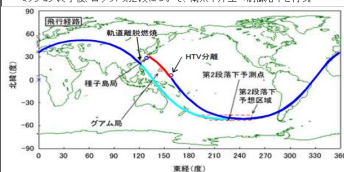
打上げシーケンス

事 象	打上経過後時間	高度
時 分 秒	km	
(1) リフトオフ	0 0 0	0
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了*	1 48 48	48
(3) 固体ロケットブースタ分離(1バタ 分離*)	2 3 60	60
(4) 固体ロケットブースタ分離(2バタ 分離*)	2 6 63	63
(5) 集積フェアリング分離	3 38 119	119
(6) 第1段エンジン燃焼停止 (MECO)	5 44 183	183
(7) 第1段・第2段分離	5 52 188	188
(8) 第2段エンジン推力力上がり (SELI)	6 3 196	196
(9) 第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	14 14 289	289
(10) 「こうのとり」8号機分離	15 5 287	287
(11) 第2段エンジン第2回起動 (SECO2)	1 39 5 316	316
(12) 第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	1 40 8 313	313

*HTV-8は6機標準のエンジン燃焼時間の余裕マージンを反映した予測値。

+2機標準の最大値の10%増

ミッション終了後、ロケット第2段について、南太平洋上へ制御落下を行う。



H-II/Bロケット8号機は、宇宙ステーション補給機「こうのとり」8号機（HTV-8）を搭載し、2019年9月25日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約15分後にHTV-8の分離が確認され打上げは成功しました。HTV-8は実験装置や新型リチウムイオンバッテリーなど多様な約5.3トンの物資をISSへ輸送しました。打上げ前には移動発射台開口部での火災により中止となりましたが、迅速な原因究明と復旧処置が行われました。さらに、軌道干渉のリスクによる延期もありましたが、最終的に打上げは無事完了。第2段に搭載された再突入データ取得システムにより、将来の宇宙デブリ低減や安全性向上に役立てられます。

F9

H-IIBロケット 9号機

DATA

打上げ目

2020.5.21 2:31:00

打上げ計画日

2020.5.21 2:30頃

延期/中止理由

—

機体形態

—

フェアリング

5 SH

投入軌道

LEO

主衛星

宇宙ステーション補給機 「こうのとり」9号機
(HTV9)

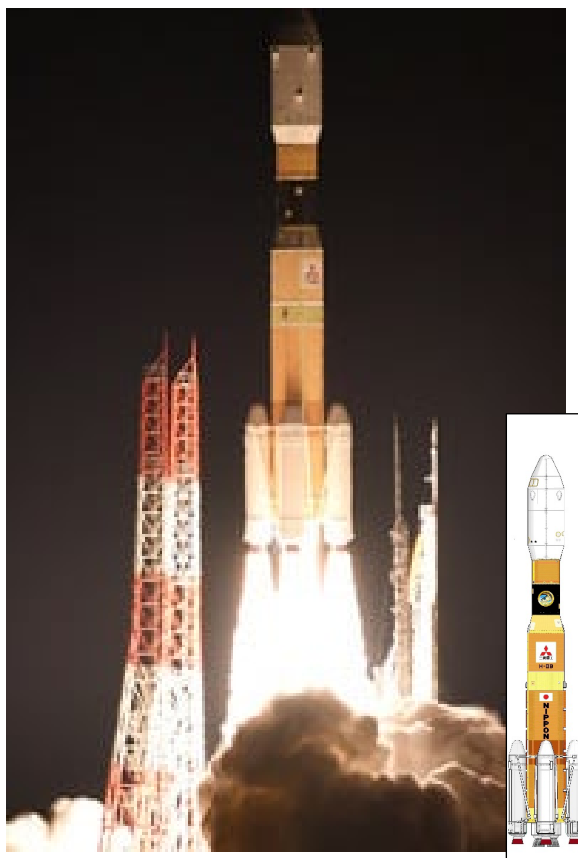
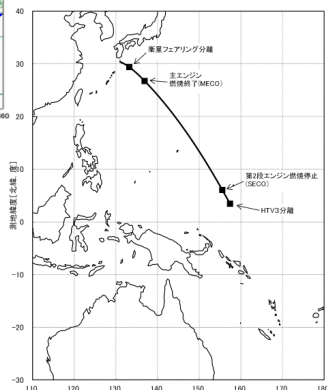
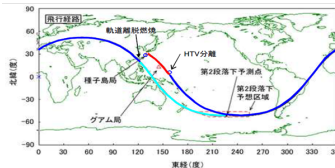
小型副衛星

打上げシーケンス

	事 象	打上経過後時間		高度 km
		時	分 秒	
(1)	リフトアップ	0	0	0
(2)	国体ケイトブスタ 燃焼終了 ^{a)}	1	50	48
(3)	国体ケイトブスタ第1バレー ^{b)} 分離 ^{c)}	2	5	60
(4)	国体ケイトブスタ第2バレー ^{d)} 分離 ^{e)}	6	2	63
(5)	第1段エンジン燃焼停止 (MECO)	3	42	120
(6)	第1段エンジン燃焼停止 (MECO)	5	48	184
(7)	第1段、第2段燃焼	5	56	198
(8)	第2段エンジン燃焼停止 (SELO) ^{f)}	6	6	200
(9)	第2段エンジン燃焼停止 (SEGO)	14	21	289
(10)	"(9)との同時燃焼"	15	11	297
(11)	第2段エンジン燃焼停止 (SGDO) ^{g)}	17	9	317
(12)	第2段エンジン燃焼停止 (SGEOZ) ^{h)}	1	40	7
(13)	第2段エンジン燃焼停止 (SGEOZ) ⁱ⁾	1	40	7

^{a)} H-1の燃焼終了の瞬間に点火電圧のモニターデータが正常値以下を示す。

ミッション終了後、ロケット第2段について、南太平洋上へ制御落下を行う。



H-IIBロケット9号機は、宇宙ステーション補給機「こうのとり」9号機（HTV-9）を搭載し、2020年5月21日に種子島宇宙センターから打上げられました。ロケットは正常に飛行し、約15分後にHTV-9の分離が確認され打上げは成功しました。HTV-9はシリーズ最終号機で、約6.2トンの物資をISSへ輸送。与圧部には実験装置や超小型衛星、生活物資などを搭載し、非与圧部には新型リチウムイオンバッテリーなどを積み込みました。打上げは新型コロナウイルスの影響下で異例の体制となりましたが、順調に進行。HTVシリーズは全9機連続成功を達成し、日本の大型ロケット技術の成熟と国際的信頼性向上に寄与しました。