

**Secrétariat**

Distr. générale
31 août 2017
Français
Original: anglais

**Comité des utilisations pacifiques
de l'espace extra-atmosphérique**

**Renseignements fournis conformément à la Convention
sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace
extra-atmosphérique**

**Note verbale datée du 13 juillet 2017, adressée au Secrétaire général
par la Mission permanente du Japon auprès de l'Organisation des
Nations Unies (Vienne)**

La Mission permanente du Japon auprès de l'Organisation des Nations Unies (Vienne), conformément à l'article IV de la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique (résolution 3235 (XXIX) de l'Assemblée générale, annexe), a l'honneur de communiquer des renseignements concernant les objets spatiaux lancés par le Japon (voir annexe I) et le changement de statut d'objets spatiaux précédemment immatriculés (voir annexe II).



Annexe I

Données relatives à l'immatriculation d'objets spatiaux lancés par le Japon*

Hodoyoshi-1

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2014-070B
Nom de l'objet spatial	Hodoyoshi-1
Indicatif national	2014-070B
État d'immatriculation	Japon
Autres États de lancement	Fédération de Russie
Date et territoire ou lieu de lancement	6 novembre 2014 à 7 h 35 mn 49 s UTC, base de lancement de Yasny, région d'Orenbourg (Fédération de Russie)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	94,686 minutes
Inclinaison	97,4369 degrés
Apogée	520,104 kilomètres
Périgée	500,936 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	Observation de la Terre au moyen d'une caméra optique

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Université de Tokyo
Lanceur	Lanceur Dnepr
Autres renseignements	Organisme chargé du lancement: International Space Company (ISC) Kosmotras

ChubuSat-1

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2014-070C
Nom de l'objet spatial	ChubuSat-1
Indicatif national	2014-070C
État d'immatriculation	Japon
Autres États de lancement	Fédération de Russie

* Ces renseignements ont été communiqués au moyen du formulaire établi conformément à la résolution 62/101 de l'Assemblée générale; leur présentation a été modifiée par le Secrétariat.

Date et territoire ou lieu de lancement	6 novembre 2014 à 7 h 35 mn 49 s UTC, base de lancement de Yasny, région d'Orenbourg (Fédération de Russie)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	95,22 minutes
Inclinaison	97,47 degrés
Apogée	536 kilomètres
Périgée	536 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	Observation de la Terre en lumière visible et au moyen d'une caméra infrarouge (détection d'incendies de forêts et surveillance des températures des volcans grâce à une caméra infrarouge) et service de messagerie pour radioamateurs

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Université de Nagoya
Lanceur	Lanceur Dnepr
Autres renseignements	Organisme chargé du lancement: International Space Company (ISC) Kosmotras

QSat-EOS "Tsukushi"

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2014-070D
Nom de l'objet spatial	QSat-EOS "Tsukushi"
Indicatif national	2014-070D
État d'immatriculation	Japon
Autres États de lancement	Fédération de Russie
Date et territoire ou lieu de lancement	6 novembre 2014 à 7 h 35 mn 49 s UTC, base de lancement de Yasny, région d'Orenbourg (Fédération de Russie)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	95 minutes
Inclinaison	97,4 degrés
Apogée	528 kilomètres
Périgée	485 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	Prise d'images de la surface terrestre, détection de microdébris, prise de mesures du champ géomagnétique et prédiction des averses violentes à l'échelle locale

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Université de Kyushu
Lanceur	Lanceur Dnepr
Autres renseignements	Principaux paramètres de l'orbite relevés au 31 janvier 2016 Organisme chargé du lancement: International Space Company (ISC) Kosmotras

Petit satellite de démonstration technologique "Tsubame"
Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2014-070E
Nom de l'objet spatial	Petit satellite de démonstration technologique "Tsubame"
Indicatif national	2014-070E
État d'immatriculation	Japon
Autres États de lancement	Fédération de Russie
Date et territoire ou lieu de lancement	6 novembre 2014 à 7 h 35 mn 49 s UTC, base de lancement de Yasny, région d'Orenbourg (Fédération de Russie)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	95 minutes
Inclinaison	97,4 degrés
Apogée	566 kilomètres
Périgée	502 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	Manœuvres d'orientation à grande vitesse au moyen d'un microgénérateur de couple gyroscopique; observation de la Terre au moyen d'une petite caméra optique à haute résolution; observation du rayonnement gamma polarisé au moyen d'un polarimètre Compton à rayons X durs

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Institut de technologie de Tokyo
Lanceur	Lanceur Dnepr
Autres renseignements	Organisme chargé du lancement: International Space Company (ISC) Kosmotras

ArtSat2 DESPATCH

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2014-076C
Nom de l'objet spatial	ArtSat2 DESPATCH (Deep Space Amateur Troubadour's Challenge)
Indicatif national	2014-076C
État d'immatriculation	Japon
Date et territoire ou lieu de lancement	3 décembre 2014 à 4 h 22 mn 4 s UTC, Centre spatial de Tanegashima, préfecture de Kagoshima (Japon)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	543 330 minutes
Inclinaison	6,7 degrés
Apogée	166 275 000 kilomètres
Périgée	138 081 000 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	ArtSat2 DESPATCH est un objet artistique lancé dans l'espace lointain qui compose de la poésie. La poésie est diffusée dans sa balise à ondes continues.

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Artsat Project (Tama Art University et Université de Tokyo)
Lanceur	Lanceur H-IIA, vol n° 26 (H-IIA-26F)
Corps céleste autour duquel l'objet spatial gravite	Le Soleil
Autres renseignements	Principaux paramètres de l'orbite relevés au 14 décembre 2014 Organismes chargés du lancement: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. et Agence japonaise d'exploration aérospatiale

S-Cube

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	1998-067GY
Nom de l'objet spatial	S-Cube
Indicatif national	1998-067GY
État d'immatriculation	Japon
Date et territoire ou lieu de lancement	17 septembre 2015 à 12 h 2 mn 0 s UTC, Station spatiale internationale

Principaux paramètres de l'orbite

Période nodale	92 minutes
Inclinaison	51,6 degrés
Apogée	384,5 kilomètres
Périgée	374,5 kilomètres

Fonction générale de l'objet spatial Observation spatiale de météores

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Autres renseignements La date de lancement est la date du déploiement depuis la Station spatiale internationale.

Hitomi (ASTRO-H)

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2016-012A
Nom de l'objet spatial	Hitomi (ASTRO-H)
Indicatif national	2016-012A
État d'immatriculation	Japon
Date et territoire ou lieu de lancement	17 février 2016 à 8 h 45 mn 0 s UTC, Centre spatial de Tanegashima, préfecture de Kagoshima (Japon)

Principaux paramètres de l'orbite

Période nodale	96,2 minutes
Inclinaison	31,0 degrés
Apogée	576,5 kilomètres
Périgée	574,4 kilomètres

Fonction générale de l'objet spatial Hitomi (ASTRO-H) est un satellite d'astronomie à rayons X dont le rôle est d'explorer les processus énergétiques à l'œuvre dans l'univers. Il dispose de quatre télescopes et de six capteurs pour collecter des données sur les rayons X mous et durs et sur les rayons gamma.

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Agence japonaise d'exploration aérospatiale (JAXA)
Site Web	http://global.jaxa.jp/projects/sat/astro_h
Lanceur	Lanceur H-IIA, vol n° 30 (H-IIA-30F)

Autres renseignements	Principaux paramètres de l'orbite relevés au 17 février 2016
	Organismes chargés du lancement: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. et Agence japonaise d'exploration aérospatiale

ChubuSat-3

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2016-012C
Nom de l'objet spatial	ChubuSat-3
Indicatif national	2016-012C
État d'immatriculation	Japon
Date et territoire ou lieu de lancement	17 février 2016 à 8 h 45 mn 0 s UTC, Centre spatial de Tanegashima, préfecture de Kagoshima (Japon)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	96 minutes
Inclinaison	31 degrés
Apogée	581 kilomètres
Périgée	561 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	ChubuSat-3 est un satellite de démonstration pour les appareils optiques de télédétection de la Terre.

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.
Lanceur	Lanceur H-IIA, vol n° 30 (H-IIA-30F)
Autres renseignements	Organismes chargés du lancement: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. et Agence japonaise d'exploration aérospatiale

Horyu-IV

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2016-012D
Nom de l'objet spatial	Horyu-IV
Indicatif national	2016-012D
État d'immatriculation	Japon
Date et territoire ou lieu de lancement	17 février 2016 à 8 h 45 mn 0 s UTC, Centre spatial de Tanegashima, préfecture de Kagoshima (Japon)

Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	96,0 minutes
Inclinaison	31,0130 degrés
Apogée	577 kilomètres
Périgée	557 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	La mission principale de Horyu-IV est de tester des panneaux solaires haute tension et d'obtenir une courbe caractéristique courant-tension et l'image correspondante. Outre sa mission principale, le satellite doit remplir huit autres sous-missions.

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	La SEINE (Laboratoire d'ingénierie de l'interaction entre les astronefs et l'environnement), Institut de technologie de Kyushu
Lanceur	Lanceur H-IIA, vol n° 30 (H-IIA-30F)
Autres renseignements	Principaux paramètres de l'orbite relevés au 13 avril 2016 Organismes chargés du lancement: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. et Agence japonaise d'exploration aérospatiale

JCSAT-14

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2016-028A
Nom de l'objet spatial	JCSAT-14
Indicatif national	2016-028A
État d'immatriculation	Japon
Autres États de lancement	États-Unis d'Amérique
Date et territoire ou lieu de lancement	6 mai 2016 à 5 h 21 mn UTC, Cap Canaveral, Floride (États-Unis d'Amérique)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	..
Inclinaison	..
Apogée	..
Périgée	..
Fonction générale de l'objet spatial	Télécommunications par satellite

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Position géostationnaire	154 degrés Est
Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	SKY Perfect JSAT Corporation
Lanceur	Falcon 9
Autres renseignements	Organisme chargé du lancement: Space Exploration Technologies Corporation (SpaceX)

JCSAT-16
Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2016-050A
Nom de l'objet spatial	JCSAT-16
Indicatif national	2016-050A
État d'immatriculation	Japon
Autres États de lancement	États-Unis d'Amérique
Date et territoire ou lieu de lancement	14 août 2016 à 5 h 26 mn UTC, Cap Canaveral, Floride (États-Unis d'Amérique)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	1 440 minutes
Inclinaison	0,013 degré
Apogée	35 802,6 kilomètres
Périgée	35 783,8 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	Télécommunications par satellite

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	SKY Perfect JSAT Corporation
Lanceur	Falcon 9
Autres renseignements	Organisme chargé du lancement: Space Exploration Technologies Corporation (SpaceX)

Himawari-9
Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2016-064A
Nom de l'objet spatial	Himawari-9
Indicatif national	2016-064A

État d'immatriculation	Japon
Date et territoire ou lieu de lancement	2 novembre 2016 à 6 h 20 mn 0 s UTC, Centre spatial de Tanegashima, préfecture de Kagoshima (Japon)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	1 436,15 minutes
Inclinaison	0,092176 degré
Apogée	35 791,2 kilomètres
Périgée	35 784,1 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	Himawari-9 a pour mission de surveiller les phénomènes atmosphériques uniformément et à l'échelle mondiale, au moyen d'un radiomètre visible et infrarouge en orbite géostationnaire, ainsi que de transmettre les données obtenues par les stations d'observation au sol.

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Office météorologique japonais
Lanceur	Lanceur H-IIA, vol n° 31 (H-IIA-31F)
Autres renseignements	Principaux paramètres de l'orbite relevés au 10 novembre 2016 Organismes chargés du lancement: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. et Agence japonaise d'exploration aérospatiale Organisme d'exploitation du satellite: Himawari Operation Enterprise Corporation

Véhicule de transfert H-II "Kounotori6" (HTV6)

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Nom de l'objet spatial	Véhicule de transfert H-II "Kounotori6" (HTV6)
État d'immatriculation	Japon
Date et territoire ou lieu de lancement	9 décembre 2016 à 13 h 26 mn 47 s UTC, Centre spatial de Tanegashima, préfecture de Kagoshima (Japon)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	92,6 minutes
Inclinaison	51,6 degrés
Apogée	410,7 kilomètres
Périgée	399,7 kilomètres

Fonction générale de l'objet spatial	HTV6 est un vaisseau de ravitaillement non habité utilisé pour transporter jusqu'à la Station spatiale internationale divers chargements comprenant notamment des matériaux de recherche, du matériel de rechange et des biens de consommation courante.
--------------------------------------	--

Date de désintégration/rentrée dans l'atmosphère/désorbitation	5 février 2017 UTC
--	--------------------

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Agence japonaise d'exploration aérospatiale
---	---

Lanceur	Lanceur H-IIB, vol n° 6 (H-IIB-6F)
---------	------------------------------------

Autres renseignements	Principaux paramètres de l'orbite relevés au 13 décembre 2016 Après la livraison de son chargement à la Station spatiale internationale, le HTV6 s'est séparé de la Station et a fait une rentrée contrôlée dans l'atmosphère terrestre. Organismes chargés du lancement: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. et Agence japonaise d'exploration aérospatiale
-----------------------	---

ARASE (ERG)

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2016-080A
--	-----------

Nom de l'objet spatial	ARASE (ERG)
------------------------	-------------

État d'immatriculation	Japon
------------------------	-------

Indicatif national	2016-080A
--------------------	-----------

Date et territoire ou lieu de lancement	20 décembre 2016, à 11 h 0 mn 0 s UTC
---	---------------------------------------

Principaux paramètres de l'orbite

Période nodale	568,08 minutes
Inclinaison	31,65 degrés
Apogée	32 250,75 kilomètres
Périgée	435,67 kilomètres

Fonction générale de l'objet spatial	L'objectif principal d'ARASE (ERG) est de comprendre l'accélération, le transport et la perte de particules énergétiques dans les ceintures de Van Allen. ARASE (ERG) observe directement le plasma/les particules et le champ/les ondes à l'intérieur des ceintures de Van Allen et fournit de nouvelles informations sur l'activité de ces ceintures. ARASE (ERG) contribuera à la recherche météorologique spatiale en mesurant l'environnement plasmatique au voisinage de la Terre, ce qui aidera à réduire le risque d'endommagement des satellites.
--------------------------------------	--

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Agence japonaise d'exploration aérospatiale
Lanceur	Lanceur Epsilon n° 2

JCSAT-15

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2016-082A
Nom de l'objet spatial	JCSAT-15
Indicatif national	2016-082A
État d'immatriculation	Japon
Autres États de lancement	France
Date et territoire ou lieu de lancement	21 décembre 2016, à 20 h 30 mn UTC, Kourou (Guyane française)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	1 440 minutes
Inclinaison	0,008 degré
Apogée	35 797,9 kilomètres
Périgée	35 788,5 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	Télécommunications et radiodiffusion par satellite

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Position géostationnaire	110 degrés Est
Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	SKY Perfect JSAT Corporation
Lanceur	Ariane 5 ECA
Autres renseignements	Organisme chargé du lancement: Arianespace

Annexe II

Changement de statut d'objets spatiaux précédemment immatriculés par le Japon*

ShindaiSat

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2014-009A
Nom de l'objet spatial	ShindaiSat
Indicatif national	2014-009A
État d'immatriculation	Japon
Document relatif à l'immatriculation	ST/SG/SER.E/735
Date et territoire ou lieu de lancement	27 février 2014 à 18 h 37 mn 0 s UTC, Centre spatial de Tanegashima, Kagoshima (Japon)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	92,3 minutes
Inclinaison	65,0 degrés
Apogée	396 kilomètres
Périgée	381 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	La principale mission de ShindaiSat (appelé également "Ginrei") est de tester la communication par lumière visible (VLC, Visible Light Communication) par l'utilisation de diodes électroluminescentes (DEL) sur de très longues distances (quelques centaines de kilomètres), en appliquant le procédé de modulation par déplacement de fréquence (FSK) et de modulation à onde continue (CW). ShindaiSat est contrôlé par deux roues à réaction et par trois magnétocoupleurs permettant de pointer le panneau émettant des DEL (axe Z) vers le nadir ou une station arbitraire au sol. En raison des grands angles d'irradiation des lumières d'émission (6 degrés), les lumières peuvent être observées simultanément dans une zone d'environ 40 kilomètres de diamètre. Pour la démodulation des signaux FSK, un télescope à grande ouverture (de 1 mètre de diamètre) est nécessaire.
Date de désintégration/rentrée dans l'atmosphère/désorbitation	25 novembre 2014 à 7 h 45 mn 0 s UTC

* Ces renseignements ont été communiqués au moyen du formulaire établi conformément à la résolution 62/101 de l'Assemblée générale; leur présentation a été modifiée par le Secrétariat.

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Université de Shinshu, National University Corporation
Lanceur	Lanceur H-IIA, vol n° 23 (H-IIA-23F)
Autres renseignements	Principaux paramètres de l'orbite relevés au 13 mars 2014 Organismes chargés du lancement: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. et Agence japonaise d'exploration aérospatiale

OPUSAT "CosMoz"
Renseignements fournis conformément à la Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2014-009D
Nom de l'objet spatial	OPUSAT "CosMoz"
Indicatif national	2014-009D
État d'immatriculation	Japon
Document relatif à l'immatriculation	ST/SG/SER.E/735
Date et territoire ou lieu de lancement	27 février 2014 à 18 h 37 mn 0 s UTC, Centre spatial de Tanegashima, préfecture de Kagoshima (Japon)
Principaux paramètres de l'orbite	
Période nodale	91,8 minutes
Inclinaison	65,0 degrés
Apogée	362,9 kilomètres
Périgée	362,9 kilomètres
Fonction générale de l'objet spatial	Les missions OPUSAT visent à développer, tester et vérifier en orbite un système hybride perfectionné d'alimentation électrique reposant sur un condensateur lithium-ion et une batterie lithium-ion.
Date de désintégration/rentrée dans l'atmosphère/désorbitation	24 juillet 2014 UTC

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l'objet spatial	Osaka Prefecture University
Lanceur	Lanceur H-IIA, vol n° 23 (H-IIA-23F)
Autres renseignements	Principaux paramètres de l'orbite relevés au 3 avril 2014 Organismes chargés du lancement: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. et Agence japonaise d'exploration aérospatiale

“TeikyoSat-3”, satellite d’observation microbienne

Renseignements fournis conformément à la Convention sur l’immatriculation des objets lancés dans l’espace extra-atmosphérique

Indicatif international du Comité de la recherche spatiale	2014-009E
Nom de l’objet spatial	“TeikyoSat-3”, satellite d’observation microbienne
Indicatif national	2014-009E
État d’immatriculation	Japon
Document relatif à l’immatriculation	ST/SG/SER.E/735
Date et territoire ou lieu de lancement	27 février 2014, à 18 h 37 mn 0 s UTC, Centre spatial de Tanegashima, préfecture de Kagoshima (Japon)
Principaux paramètres de l’orbite	
Période nodale	92,2 minutes
Inclinaison	65,0 degrés
Apogée	385,2 kilomètres
Périgée	375,2 kilomètres
Fonction générale de l’objet spatial	TeikyoSat-3 a pour mission d’observer le comportement des fructifications de la moisissure visqueuse cellulaire <i>Dictyostelium discoideum</i> pendant sa phase de différenciation en faible gravité et dans l’environnement à rayonnement intense qu’offre l’espace. Plus précisément, une caméra embarquée à bord du satellite prendra des images des fructifications pour les envoyer au sol et les comparer avec celles prises sur la Terre. Les résultats devraient donner un éclairage nouveau sur les processus biologiques.
Date de désintégration/rentrée dans l’atmosphère/désorbitation	25 octobre 2014 à 1 h 23 mn UTC

Renseignements supplémentaires communiqués volontairement en vue de leur inscription au registre des objets lancés dans l’espace extra-atmosphérique

Propriétaire ou exploitant de l’objet spatial	Agence japonaise d’exploration aérospatiale
Lanceur	Lanceur H-IIA, vol n° 23 (H-IIA-23F)
Autres renseignements	Principaux paramètres de l’orbite relevés au 27 mars 2014 Organismes chargés du lancement: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. et Agence japonaise d’exploration aérospatiale