

Application d'algorithmes génétiques à la détermination d'orbites optimales pour GRASP

■ Arnaud POLLET - David COULOT - Florent DELEFLIE - Michel CAPDEROU - Richard BIANCALE - Mioara MANDEA

La mission Geodetic Reference Antenna in Space (GRASP) fut initialement proposée par le laboratoire JPL (Jet Propulsion Laboratory) de la NASA en réponse à l'appel à missions NASA "NNH11ZDA0120 call for Earth Venture missions-2" en 2011. Elle ne fut pas retenue mais classée deuxième. Suite aux recommandations formulées à l'issue de son séminaire de prospective scientifique en 2014, le CNES a exprimé son intérêt et la possibilité de participer à une nouvelle proposition avec le JPL. GRASP est un satellite spécialement pensé pour l'élaboration d'un repère de référence exact et stable dans le temps, indispensable à de nombreuses applications en Sciences de la Terre comme l'étude de la montée du niveau des mers, de la fonte des glaces, etc. L'objectif principal de cette mission est la réalisation d'un repère de référence terrestre à une exactitude de 1 mm et une stabilité de 0,1 mm/an (GGOS, Meeting the Requirements of a Global Society on a Changing Planet in 2020, Plag and Pearlman, 2009). Pour atteindre cet objectif, GRASP embarquera à son bord des instruments très précis de mesure des quatre techniques fondamentales de la géodésie spatiale : un récepteur GNSS, un rétro-réflexeur SLR, un récepteur DORIS et un émetteur de signaux VLBI.

La première étape indispensable au succès de la mission est la détermination de l'orbite optimale de ce satellite. Dans cette étude, nous présentons une approche originale permettant de déterminer une telle orbite, en utilisant des algorithmes évolutionnaires. Cette méthode permet d'optimiser le choix d'une orbite selon des critères spécifiques comme la visibilité du satellite depuis des stations au sol ou depuis des satellites GNSS.

Introduction

Le repère de référence terrestre international ITRF [Altamimi et al., 2011] joue un rôle essentiel dans bon nombre de domaines scientifiques. La contribution de l'ITRF au bilan d'erreur de la montée du niveau moyen des mers estimée par altimétrie satellitaire a été ainsi évaluée à 0,45 mm/an [NRC, 2010] alors que l'exactitude requise pour la mesurer est de 0,1 mm/an [Cazenave et al., 2009].

Plus généralement, un repère stable et exact est nécessaire pour de nombreuses applications en Sciences de la Terre comme l'étude de la

montée du niveau des mers, de la fonte des glaces, etc. Ainsi, pour les applications actuelles en Sciences de la Terre, une exactitude de 1 mm et une stabilité de 0,1 mm/an sont requises ([Plag & Pearlman, 2009], [NRC, 2010]). Or, la dernière réalisation de l'ITRF [Altamimi et al., 2011] a une exactitude en origine (resp. échelle) évaluée à 1 cm (resp. 8 mm). De plus, [Collilieux et al., 2014] ont évalué, par l'intermédiaire de données et de modèles indépendants, la stabilité de l'origine (resp. l'échelle) du repère à environ 0,5 mm/an (resp. 0,3 mm/an). Le repère de référence terrestre international ne permet donc pas encore d'atteindre l'exactitude et la

MOTS-CLÉS

Géodésie spatiale, orbitographie, algorithmes génétiques

stabilité souhaitées par la communauté des géosciences.

Une des principales limitations de la qualité de l'ITRF est l'utilisation des rattachements locaux (mesures au sol réalisées entre les instruments de géodésie spatiale d'un même site). En effet, ces rattachements sont indispensables lors du calcul de l'ITRF pour relier les réseaux des techniques entre eux. Cependant, [Altamimi et al., 2011] ont montré qu'il existe des incohérences entre ces mesures de rattachements au sol et les mesures de géodésie spatiale. Ainsi, près d'un tiers des rattachements ayant servi au calcul de l'ITRF présente une incohérence avec les mesures de géodésie spatiale de plus de 1 cm. Il sera donc très difficile d'atteindre 1 mm d'exactitude et 0,1 mm/an de stabilité sans expliquer ces incohérences.

En 2011, le *Jet Propulsion Laboratory* (JPL) de la NASA a soumis la proposition de mission *Geodetic Reference Antenna in Space* (GRASP) en réponse à l'appel d'offres Earth-Venture. Cette mission, classée deuxième sur l'ensemble des propositions soumises et finalement non retenue, avait pour objectif d'améliorer l'exactitude et la stabilité du repère de référence terrestre et l'étalonnage des antennes des satellites GNSS. Afin d'atteindre cet objectif, il était prévu d'envoyer dans l'espace un satellite embarquant les instruments des quatre techniques fondamentales de géodésie spatiale, à savoir un récepteur GNSS, un rétro-réflexeur laser, une antenne DORIS et un instrument VLBI (VTT, VLBI *Tone Transmitter*) adapté de la mission *Gravity Recovery and Interior Laboratory* (GRAIL) de la NASA. De ce fait, ce satellite aurait été un site volant de co-localisation géodé-



sique, ayant l'avantage de densifier les co-localisations, de permettre d'inter-étalonner les techniques et de contrôler les rattachements au sol de façon indépendante [Zoulida et al., 2015]. En 2014, le Groupe de Recherche en Géodésie Spatiale (GRGS) proposa une mission similaire, F-GRASP (French-GRASP) en réponse à l'appel à idées du CNES en préparation de son séminaire de prospective scientifique. La mission fut retenue parmi les missions prioritaires à court terme à l'issue de celui-ci [Hubert-Moy, 2014].

Durant le courant de l'été 2015, un nouvel appel d'offres *Earth Venture Mission-2* de la NASA va paraître (voir <http://essp.larc.nasa.gov/EVM-2/>). Le JPL et l'Université du Colorado vont alors soumettre une nouvelle proposition de mission GRASP. Afin de soutenir cette nouvelle proposition, le GRGS, par l'intermédiaire d'une proposition de recherche spatiale faite au CNES, travaille actuellement en collaboration avec le JPL afin de déterminer la meilleure orbite possible pour le satellite GRASP. Dans cet article, nous présentons, dans un premier temps, une méthode originale permettant de déterminer cette orbite. L'approche développée étant indépendante de la mission GRASP, elle peut potentiellement s'appliquer à tout type de mission spatiale. Dans un second temps, nous appliquons cette méthode au cas spécifique de la mission GRASP et, enfin, nous discutons les résultats obtenus.

Détermination d'une orbite optimale pour répondre aux objectifs d'une mission spatiale

Principe de la méthode

La méthode repose sur le couplage d'un algorithme génétique et d'un logiciel de calcul d'orbites. Le principe est le suivant : on tire aléatoirement des jeux d'éléments orbitaux (demi-grand axe, excentricité, inclinaison, etc.) d'un satellite. A partir de ceux-ci, on calcule les orbites correspondantes via le logiciel de calcul d'orbites (cf. section *FAST Finalized Analytical Satellite Theory*). On évalue ensuite ces orbites selon différents critères dépendant des objec-

tifs de la mission. Une fois les orbites évaluées, on sélectionne, croise et mute les éléments orbitaux (cf. section *Algorithme génétique*) afin de déterminer de nouveaux éléments orbitaux, qui vont eux-mêmes être évalués, sélectionnés, croisés, mutés, et ainsi de suite.

Algorithme génétique

Les algorithmes génétiques font partie des méthodes d'optimisation stochastique. Ils s'inspirent des lois de l'évolution de la génétique. Ainsi, le principe général de ces algorithmes est le suivant (cf. Figure 1).

Dans un premier temps, on crée aléatoirement des individus qui vont former la population initiale. Ces individus vont ensuite être évalués. Après cette évaluation, un certain nombre de ces individus vont être croisés et/ou mutés (cf. Figure 2) et l'on va obtenir une nouvelle population qui va elle-même être réévaluée. On continue ainsi jusqu'à convergence. De manière plus pratique, un individu n'est rien d'autre qu'une solution possible à un problème. Dans notre cas, nous cherchons à obtenir des orbites. Un individu est donc constitué des éléments orbitaux permettant de définir une orbite. Six paramètres sont nécessaires pour définir une orbite, à savoir, par exemple, les éléments képlériens :

le demi-grand axe (a), l'excentricité (e), l'inclinaison (i), la longitude du nœud ascendant (Ω), l'argument du périégée (ω) et l'anomalie moyenne (M) (cf. Figure 3). Dans le cadre de notre étude préliminaire de la mission spatiale GRASP, nous avons décidé de ne pas considérer les paramètres ω et M que nous avons fixés à 0° , ni Ω que nous avons fixé à 90° . Chaque individu est donc composé de trois gènes que sont a , e et i . Plus précisément, nous avons décidé d'utiliser h_{\max} l'altitude de l'apogée en lieu et place de a . Comme ce codage des individus est un codage réel (a , e et i étant des nombres réels), il est nécessaire d'utiliser des opérateurs de croisement et de mutation spécifiques à ce codage.



Figure 3. Illustration représentant les éléments képlériens d'une orbite [Dumoulin & Parisot, 1987]

Il existe un grand nombre d'algorithmes génétiques différents. Dans cette étude, nous avons utilisé l'algorithme ϵ -MOEA [Deb et al., 2005]. Cet algorithme est un algorithme génétique multi-objectifs et se base sur la relation d' ϵ -dominance pour classer les individus [Laumanns et al., 2002]. Ainsi, avec m objectifs (notés $f_i, i \in \{1, m\}$) à minimiser à $\mathcal{E}_i, i \in \{1, m\}$ près :

A domine (est meilleur que)

$$B \Leftrightarrow \begin{cases} \forall i \in \{1, m\}, \frac{f_i(A) - f_i(B)}{\epsilon_i} \leq 1 \\ \exists j \in \{1, m\} / \frac{f_j(A) - f_j(B)}{\epsilon_j} < 1 \end{cases}$$

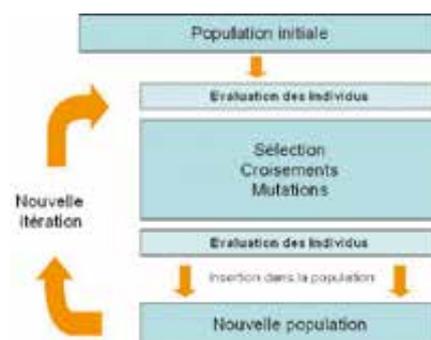


Figure 1. Principe de fonctionnement d'un algorithme génétique (image issue de <http://khayyam.developpez.com/articles/algo/genetic>)

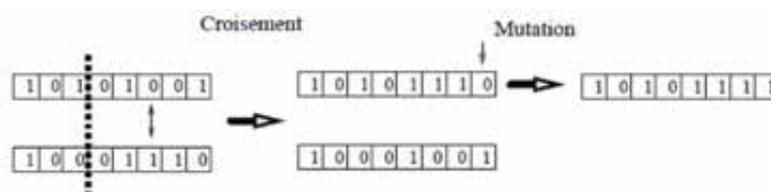


Figure 2. Exemples de croisement et de mutation pour un codage binaire des individus (image issue de <http://gnese.free.fr/Projects/AG/?language=fr>)



Il faut noter qu'à la fin du calcul, il est très rare qu'un algorithme multi-objectifs fournisse une seule solution. En effet, il faudrait que cette solution soit optimale pour tous les objectifs considérés, ce qui n'est pas forcément réalisable. L'algorithme fournit donc le sous-ensemble Pareto-optimal constitué des individus non dominés (les "meilleurs" individus), dont l'image dans l'espace des objectifs est appelé front de Pareto.

FAST (*Finalized Analytical Satellite Theory*)

Afin de garder un temps de calcul raisonnable pour l'étape de calcul des orbites, nous avons utilisé une méthode analytique pour obtenir la série temporelle des éléments orbitaux nécessaire au calcul des critères retenus pour l'algorithme génétique (*cf. section suivante*). Dans le but d'obtenir une orbite la plus proche possible d'une orbite calculée par intégration numérique, cette méthode analytique prend en compte les perturbations principales de la trajectoire (dans notre cas le champ de gravité de la Terre). Afin de garantir un équilibre entre la précision souhaitée et le temps de calcul, seules les dix premières harmoniques du champ de gravité sont utilisées. Le logiciel FAST utilise cette théorie [Deleflie, 2014].

■ Application à la mission GRASP

Nous avons décidé de calculer les orbites sur une période d'une semaine (semaine GPS 1791, entre le 04 mai 2014 et le 10 mai 2014 inclus), avec un pas de 30 secondes. Pour étudier la possibilité d'une mission GRASP à haute altitude, deux cas ont été considérés pour l'instrument GNSS à bord du satellite : une antenne orientée au zénith ("1 ANT") ou deux antennes orientées respectivement au nadir et au zénith ("2 ANT"). Pour chacun de ces deux cas, nous avons également considéré des orbites dites héliosynchrones (orbites qui repassent au-dessus d'un même lieu à la même heure locale, "W_SUN") et des orbites non héliosynchrones ("WO_SUN"). Quatre calculs ont donc été lancés :

- 1_ANT_WO_SUN : 1 antenne GNSS (zénith), sans condition d'héliosynchronisme.
- 1_ANT_W_SUN : 1 antenne GNSS

(zénith), orbites héliosynchrones.

- 2_ANT_WO_SUN : 2 antennes GNSS (nadir + zénith), sans condition d'héliosynchronisme.
- 2_ANT_W_SUN : 2 antennes GNSS (nadir + zénith), orbites héliosynchrones.

Pour chacun de ces calculs, \mathcal{E} -MOEA a réalisé 30 000 évaluations, avec une population initiale de 400 individus, une probabilité de croisement de 90 % et une probabilité de mutation de 33 %. Dans le cas des orbites héliosynchrones, les chromosomes ne sont plus constitués de trois éléments (h_{\max} , e , i) mais de deux éléments (h_{\max} , e). En effet, la condition d'héliosynchronisme fixe l'inclinaison si l'on connaît ces deux éléments :

$$i = \arccos \left(- \left(\frac{a}{R_e} \right)^{\frac{7}{2}} / k_h \right),$$

avec R_e le rayon terrestre, $a = \frac{(h_{\max} + R_e)}{(1 + e)}$

le demi grand-axe et k_h la constante d'héliosynchronisme [Capderou, 2014]. L'espace de recherche a été limité aux orbites dont l'altitude de l'apogée est comprise entre 1000 et 8000 km, celle du périogée supérieure ou égale à 800 km, l'inclinaison comprise entre 60° et 120° et l'excentricité maximale fixée à 0.08.

Comme expliqué précédemment, nous avons utilisé l'algorithme multi-objectifs \mathcal{E} -MOEA pour déterminer les meilleures orbites possible. Or, les algorithmes génétiques multi-objectifs sont efficaces pour un nombre d'objectifs relativement restreint. En effet,

au-delà de quatre objectifs, la plupart des solutions deviennent non dominées et l'algorithme s'apparente alors quasiment à une simple recherche aléatoire. Il est donc fortement conseillé de se restreindre à un maximum de quatre objectifs à optimiser. Cependant, il est tout à fait possible d'utiliser autant de contraintes que nécessaire (nonobstant le fait que, s'il y a trop de contraintes, l'utilisation d'algorithmes génétiques devient très coûteuse en temps de calcul). Dans le cadre du problème qui nous intéresse, nous nous sommes donc restreints à trois objectifs et quatre contraintes.

Objectifs

Les objectifs retenus pour cette étude sont les suivants :

- Le nombre de passages en visibilité commune GRASP-GNSS d'une durée supérieure ou égale à 15 minutes (`nbr_pass_15`). Ce critère doit être maximisé. Il optimise la visibilité de GRASP depuis l'espace et assure que l'on pourra fixer correctement les ambiguïtés entières liées au traitement des mesures GNSS sur GRASP. En pratique, l'algorithme minimise 10 000 - `nbr_pass_15` avec $\mathcal{E}=7$ (un passage par jour)
- La période de visibilité de GRASP par au moins une station de chaque technique géodésique DORIS, SLR et VLBI (`time_vis`), en jours. Les réseaux de stations utilisés sont ceux attendus en 2019-2020, date prévue pour le lancement du satellite si la mission est acceptée (*cf. Figure 4*). Ce critère doit être maximisé. En pratique, l'algorithme minimise 7 - `time_vis` avec $\mathcal{E}=0.04$ (une heure).

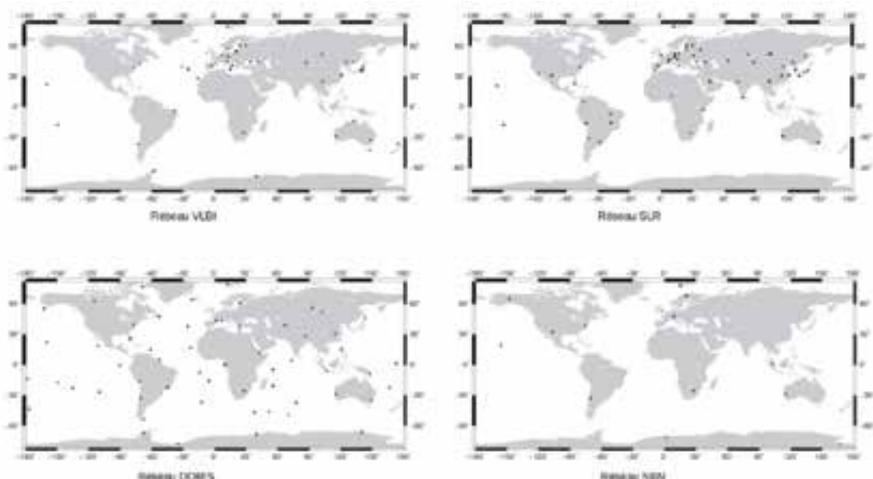


Figure 4. Réseaux de stations utilisés, comme attendus en 2019-2020.

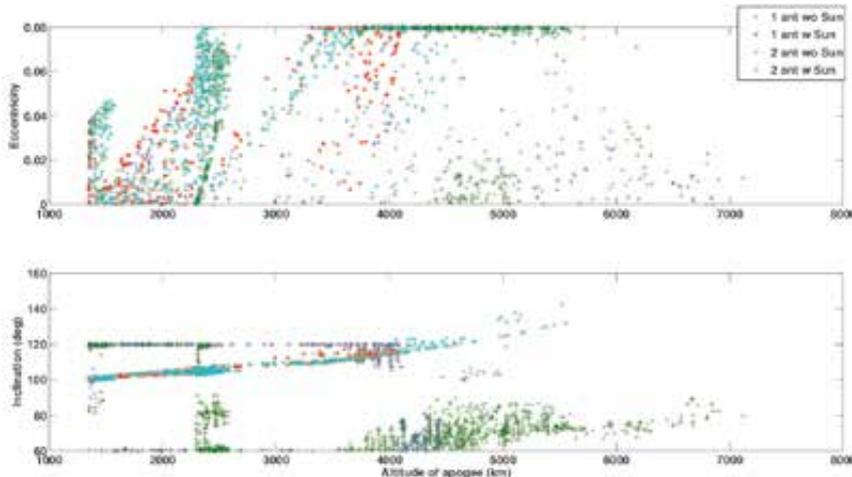


Figure 5. Éléments képlériens e (en haut) et i (en bas, en deg), en fonction de l'altitude de l'apogée h_{max} (en km) pour les meilleures solutions trouvées par ϵ -MOEA pour les quatre calculs.

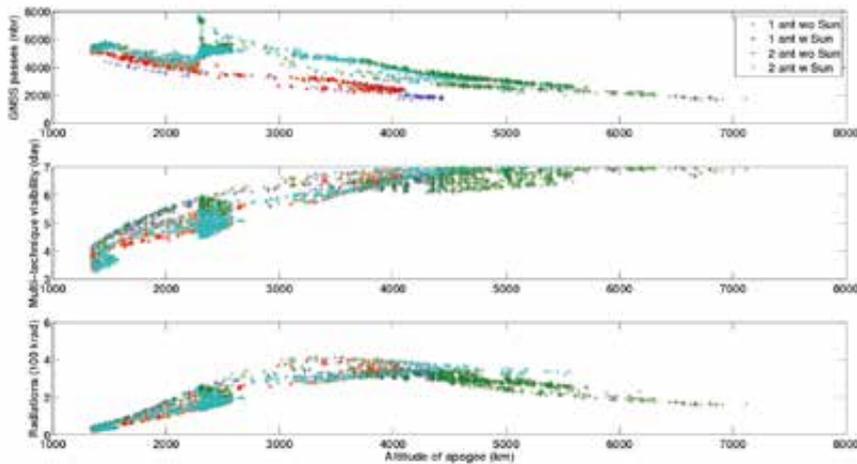


Figure 6. Valeurs des objectifs optimisés par ϵ -MOEA en fonction de l'altitude de l'apogée h_{max} (en km) pour les solutions trouvées pour les quatre calculs.

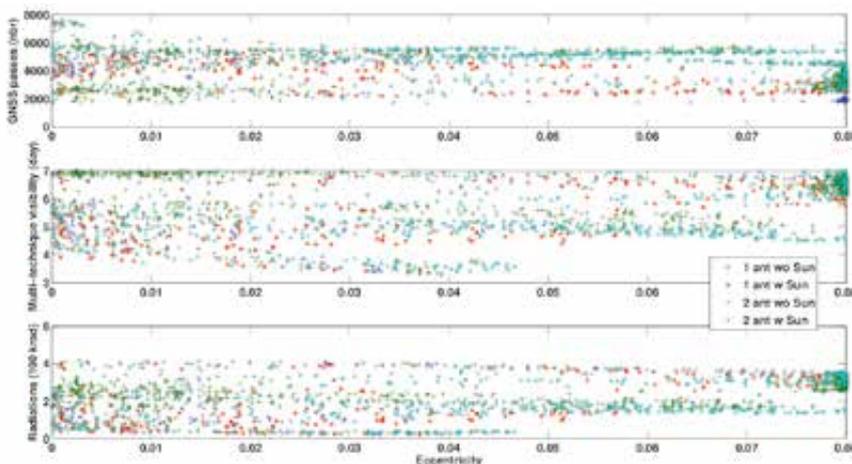


Figure 7. Valeurs des objectifs optimisés par ϵ -MOEA en fonction de l'excentricité e pour les solutions trouvées pour les quatre calculs.

- La dose de radiation totale reçue par les instruments GRASP, en krad. Cette valeur est calculée sur cinq ans, au centre d'une sphère, avec un blindage en aluminium de 1 g/cm², en utilisant

les modèles AE8Max et AP8Min de la NASA. En pratique, le critère est minimisé directement avec $\mathcal{E}=2$ krad (valeur qui semble raisonnable au vu des différents tests réalisés pour ce critère).

On peut remarquer que le premier critère favorise les orbites basses (et donc optimise de ce fait indirectement le nombre de stations VLBI en visibilité commune du satellite GRASP), tandis que le deuxième favorise les orbites hautes. Enfin, le troisième critère favorise des orbites soit très basses, soit très hautes, en raison de la présence d'une des deux ceintures de Van Allen (zones de l'espace où protons et électrons sont piégés par le champ magnétique terrestre) entre 2000 et 5000 km d'altitude environ.

Contraintes

Les contraintes utilisées pour cette étude sont les suivantes :

- Imposer l'existence de mesures GNSS à un angle au nadir d'émission depuis les satellites GNSS supérieur à l'angle au nadir maximal d'émission pour le satellite Jason-2 (angle_jason). Cette contrainte est nécessaire pour assurer la possibilité d'étalonner les antennes GNSS avec le satellite GRASP et de pouvoir utiliser cette calibration pour le traitement des données des satellites altimétriques embarquant une antenne GNSS.
- Imposer une visibilité d'au moins quatre satellites GNSS depuis GRASP pendant au moins 90 % du temps (soit 6,3 jours). En effet, si l'on veut pouvoir se positionner par GNSS, il est nécessaire d'avoir au moins quatre satellites GNSS en visibilité.
- Imposer un nombre moyen de passages par jour au-dessus des stations (nbr_pass_jour) supérieur ou égal à trois. Ce critère est issu de la première proposition de mission GRASP et a pour but de garantir une bonne répartition des mesures par station.
- Imposer un nombre de passages par jour au-dessus d'une station NEN (*Near-Earth Network*, réseau NASA de stations de télémétrie pour les satellites, cf. <https://www.nasa.gov/content/near-earth-network/>) supérieur ou égal à deux, afin de garantir les échanges de données sol-satellite.

Résultats

Sur 30 000 x 4 solutions possibles évaluées par ϵ -MOEA, un total de 2 190 solutions non dominées a été finalement obtenu.



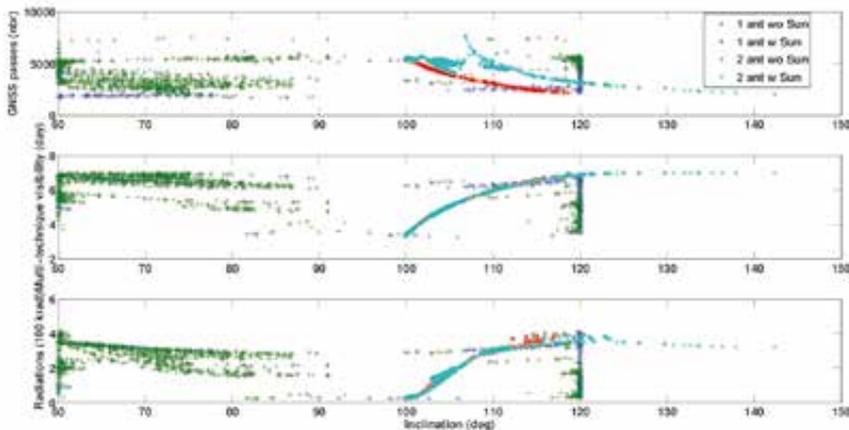


Figure 8. Valeurs des objectifs optimisés par ϵ -MOEA en fonction de l'inclinaison i (en deg) pour les solutions trouvées pour les quatre calculs.

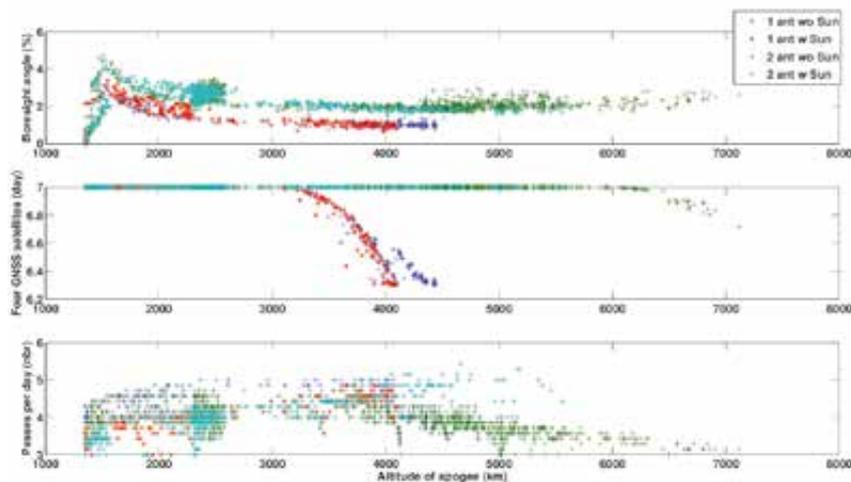


Figure 9. Valeurs des critères contraints par ϵ -MOEA en fonction de l'altitude de l'apogée h_{max} (en km) pour les solutions trouvées pour les quatre calculs.

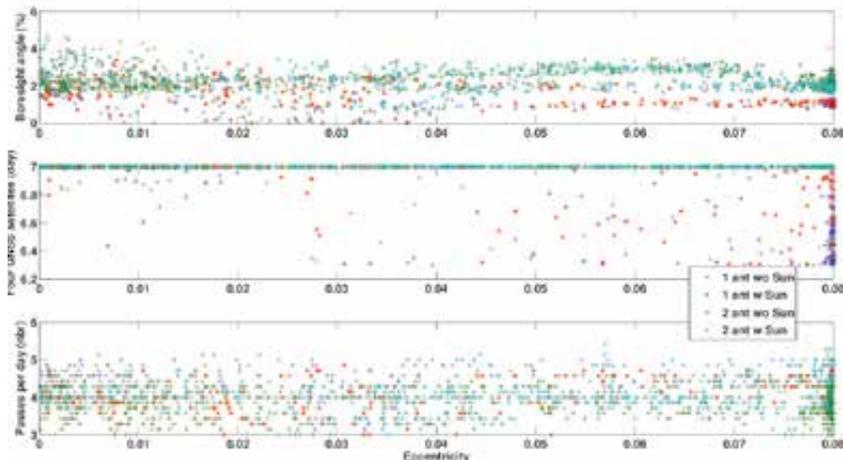


Figure 10. Valeurs des critères contraints par ϵ -MOEA en fonction de l'excentricité e pour les solutions trouvées pour les quatre calculs.

dépendance entre i et h_{max} dans les configurations héliosynchrones et, pour les autres cas, deux groupes privilégiés de valeurs d'inclinaison ($[60^\circ, 80^\circ]$ et $[100^\circ, 120^\circ]$) avec très peu de solutions à des inclinaisons comprises entre 80° et 100° . Cela provient très certainement des critères choisis et de la répartition des stations. Les valeurs des trois objectifs optimisés en fonction des différents éléments orbitaux sont présentés en figures 6, 7 et 8.

La figure 6 nous confirme que la visibilité de GRASP depuis l'espace est anticorrélée avec l'altitude de l'apogée, tandis qu'inversement la visibilité depuis le sol est corrélée avec cette dernière. Il est plus délicat de conclure pour les doses de radiation car celles-ci dépendent également beaucoup de l'inclinaison (cf. Figure 8). Il n'y a par contre pas de relation claire entre l'excentricité et les objectifs retenus (cf. Figure 7).

Les valeurs des critères retenus comme contraintes sont présentés en figures 9, 10 et 11. Le critère relatif aux stations NEN étant toujours validé en raison de la très bonne répartition de ce réseau, ce critère ne sera plus considéré dans la suite.

De même que précédemment, la forme générale des solutions par rapport à l'altitude de l'apogée pouvait être anticipée. En effet, le critère angle_jason présente un pic au niveau de l'altitude de Jason-2 ; la visibilité depuis l'espace (critère des quatre satellites en visibilité simultanée) décroît significativement quand il n'y a qu'une antenne GNSS embarquée après 3000 km, altitude au-dessus de laquelle le satellite peut être en dehors du cône d'émission des signaux GNSS (angle au nadir maximum de 17° pour l'antenne d'un satellite GPS) ; le nombre moyen de passages par jour nbr_pass_jour augmente régulièrement avec l'altitude jusqu'à 4000 km, altitude à partir de laquelle les passages deviennent plus longs mais moins fréquents.

On constate également (cf. Figure 12) qu'embarquer deux antennes GNSS sur GRASP devient réellement intéressant pour des altitudes de l'apogée à partir de 2300-2500 km et supérieures. On peut également remarquer que, pour des altitudes supérieures à



■ **Remarques générales**

Les éléments képlériens trouvés par ϵ -MOEA sont montrés sur la figure 5. La distribution des excentricités est relativement uniforme pour les quatre calculs. De plus, seule une solution a

une altitude de l'apogée supérieure à 7000 km. En effet, même avec deux antennes GNSS embarquées, la visibilité depuis l'espace est certainement trop limitée à de telles altitudes. Enfin, on voit apparaître clairement une

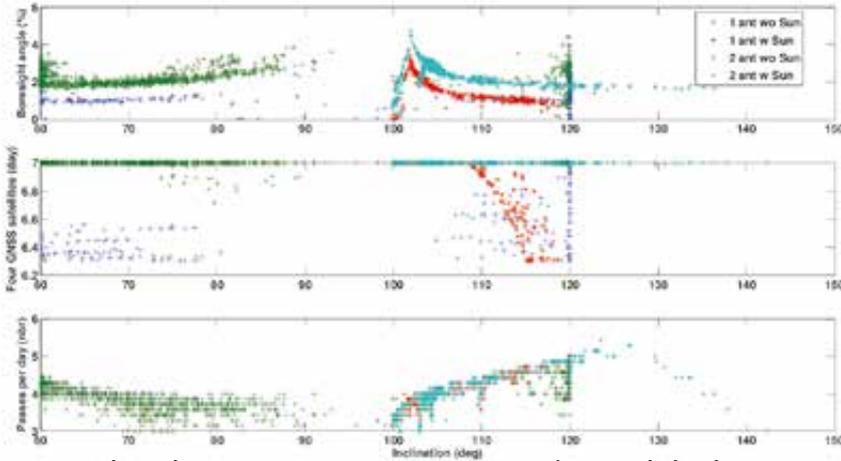


Figure 11. Valeurs des critères contraints par ϵ -MOEA en fonction de l'inclinaison i (en deg) pour les solutions trouvées pour les quatre calculs.

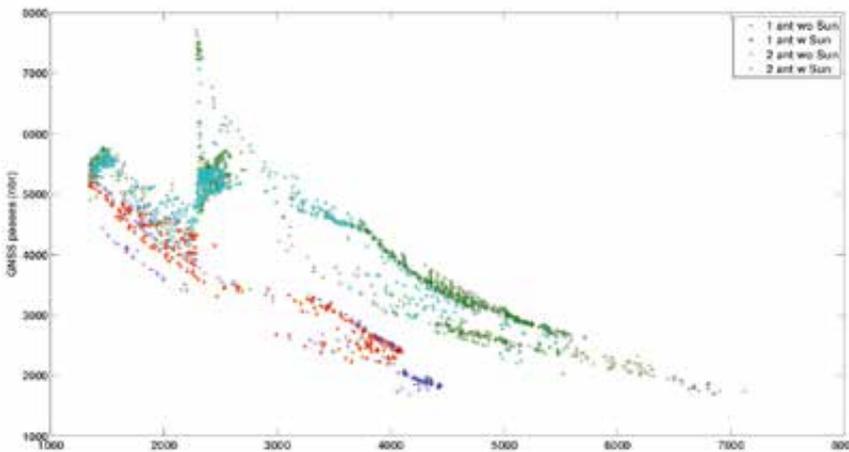


Figure 12. Valeurs du critère "nbr_pass_15" en fonction de l'altitude de l'apogée h_{max} (en km) pour les solutions trouvées pour les quatre calculs.

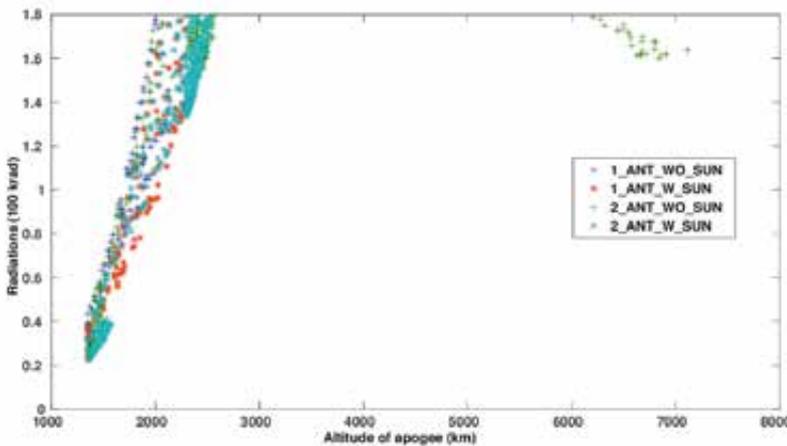


Figure 13. Valeurs du critère "Radiations" en fonction de l'altitude de l'apogée h_{max} (en km) pour les solutions trouvées pour les quatre calculs.

4000-5000 km, le nombre de passages en visibilité commune GRASP-GNSS d'une durée supérieure ou égale à 15 minutes `nbr_pass_15` est très faible, même avec ces deux antennes GNSS embarquées.

Enfin, la *figure 13* montre que pour retrouver un niveau de radiations équivalent ou inférieur à celui reçu à une altitude de l'apogée de 2000 km, il faut monter au minimum à une altitude de 6000 km.

■ Analyse de solutions particulières

Afin de démontrer la faisabilité de sélectionner une orbite à partir des solutions optimales au sens de la relation d' ϵ -dominance obtenues par les algorithmes, nous avons sélectionné et étudié six solutions.

Dans un premier temps, nous avons limité le niveau de radiations au maximum observé pour les solutions à une altitude de l'apogée de 2000 km. Ensuite, par un compromis entre les deux autres objectifs, nous avons sélectionné quatre orbites (une par calcul, cf. *Table 1*). La représentation adoptée est la suivante :

-  : Orbite trouvée par ϵ -MOEA.
-  : Orbite non obtenue par ϵ -MOEA.
- XXXX km : Altitude de l'apogée.
-  : Niveau de radiations inférieur au maximum observé pour les solutions à une altitude de l'apogée de 2000 km.
-  : Orbite héliosynchrone.
-  : Respectivement une ou deux antenne(s) GNSS embarquée(s).

Dans un deuxième temps, en se plaçant dans le cas utopique où le niveau de radiations n'est pas un problème (en supposant donc que l'on peut blinder suffisamment le satellite), nous avons sélectionné deux orbites supplémentaires (une pour chaque calcul où l'on a imposé deux antennes GNSS embarquées) sur la base des deux autres objectifs (cf. *Table 2*). En effet, dans le cas des calculs où l'on a considéré une seule antenne, obtenir de bons critères de visibilité depuis l'espace limite l'altitude de l'orbite. De ce fait, les solutions des calculs avec une seule antenne extraites dans le cas précédent (limitation du niveau des radiations) restent valables dans le cas où les radiations ne sont plus un problème.

Les *tables 3 et 4* présentent les valeurs des différents critères étudiés pour ces six orbites. Il faut souligner la présence du critère "Visibilité mutuelle VLBI" dans le tableau des objectifs. Ce critère correspond à la durée de visi-



Table 1. Quatre solutions extraites des quatre fronts de Pareto donnés par ϵ -MOEA en tenant compte d'un niveau maximum de radiations reçues

	1 antenne GNSS	2 antennes GNSS
Héliosynchronisme	 <p>Altitude 1 723 x 1 741 km Excentricité 0.001082 Inclinaison 103.27 °</p>	 <p>Altitude 1 687 x 2 388 km Excentricité 0.041615 Inclinaison 105.09 °</p>
Pas d'héliosynchronisme	 <p>Altitude 1 715 x 1 760 km Excentricité 0.002759 Inclinaison 120.00 °</p>	 <p>Altitude 1 449 x 2 071 km Excentricité 0.038217 Inclinaison 119.98 °</p>

Table 2. Deux solutions extraites des fronts de Pareto donnés par ϵ -MOEA en ne considérant pas les radiations reçues comme un facteur limitant.

	Héliosynchronisme	Pas d'héliosynchronisme
2 antennes GNSS	 <p>Altitude 2 277 x 3 623 km Excentricité 0.072177 Inclinaison 111.75 °</p>	 <p>Altitude 2 352 x 3 135 km Excentricité 0.042916 Inclinaison 60.64 °</p>

Table 3. Valeurs des objectifs optimisés par ϵ -MOEA pour les six solutions retenues (voir la section III.2 pour la description des solutions, la signification des couleurs et des valeurs soulignées et la section II.2.1 pour la description des objectifs).

Solution						
Antenne(s) GNSS	1	1	2	2	2	2
Passages GNSS ≥ 15 min	4506	4371	5067	5073	4912	4676
Visibilité multi-tech. (jours)	<u>5.08</u>	<u>4.64</u>	<u>5.09</u>	<u>5.08</u>	<u>6.38</u>	<u>6.21</u>
Radiations (krad)	113.016	96.734	131.595	175.420	348.680	317.940
Visibilité mutuelle VLBI (jours)	<u>2.64</u>	<u>2.58</u>	<u>2.68</u>	<u>3.25</u>	<u>4.48</u>	<u>4.77</u>

bilité simultanée entre GRASP et deux antennes VLBI au sol éloignées d'au moins 2500 km afin de pouvoir réaliser des mesures interférométriques. Bien qu'important pour le traitement des données de la technique VLBI, il est totalement corrélé avec le critère de visibilité multi-techniques et n'a donc

pas été utilisé comme objectif dans les calculs. On fournit toutefois sa valeur pour information. De plus, le critère contraint angle_Jason est donné en pourcentage (pourcentage minimum de mesures GNSS réalisées à un angle au nadir d'émission depuis un satellite GNSS supérieur à l'angle au nadir

maximal d'émission pour le satellite Jason-2).

Afin de pouvoir évaluer l'intérêt de la méthode développée, les *tables 6 et 7* présentent les valeurs de ces mêmes critères pour quatre scénarios orbitaux initialement proposés par la NASA et le CNES pour GRASP (cf. *Table 5*).

Pour faciliter la comparaison des résultats, nous avons défini des seuils pour chaque objectif (cf. *Table 8*), d'une valeur très satisfaisante (en vert) à une valeur considérée comme mauvaise (en rouge). Enfin, le premier scénario présenté *table 5* étant l'orbite qui avait été retenue pour la première proposition GRASP, toutes les valeurs des critères équivalentes ou meilleures (supérieures pour les critères à maximiser, inférieures pour ceux à minimiser) que celles obtenues pour cette orbite ont été soulignées.

L'approche développée permet donc de déterminer des orbites optimales selon différents critères et a notamment permis d'obtenir des orbites améliorant considérablement la visibilité de GRASP par les stations au sol sans détériorer de manière significative les autres objectifs. De plus, grâce à l'ensemble des solutions obtenues et bien que l'on ne dispose que des solutions optimales au sens de la relation d' ϵ -dominance, on peut avoir une idée assez précise des zones de l'espace où placer le satellite GRASP.

Conclusions et perspectives

Les résultats obtenus avec l'algorithme génétique sont encourageants et montrent la possibilité de déterminer de manière automatique, sur la base de critères prédéfinis, des orbites optimales pour une mission spatiale. Ils ont donc permis de valider l'approche adoptée. Ils sont toutefois préliminaires. En effet, les critères utilisés ici ne sont pas suffisants pour sélectionner l'orbite optimale pour la mission GRASP et l'espace de recherche de l'orbite doit être considérablement agrandi.

Dans cette étude, nous nous sommes par exemple limités à des excentricités inférieures à 0.08, essentiellement en raison de l'incertitude concernant l'instrument DORIS embarqué et la



Table 4. Valeurs des critères contraints par ϵ -MOEA pour les six solutions retenues (voir la section III.2 pour la description des solutions, la signification des couleurs et des valeurs soulignées et la section II.2.2 pour la description des critères).

Solution						
Antenne(s) GNSS	1	1	2	2	2	2
angle_Jason(%)	<u>1.9</u>	<u>2.1</u>	<u>3.2</u>	<u>2.6</u>	<u>1.9</u>	<u>1.9</u>
Visibilité par 4 GNSS (jours)	<u>7.00</u>	<u>7.00</u>	<u>7.00</u>	<u>7.00</u>	<u>7.00</u>	<u>7.00</u>
nbr_pass_jour	<u>4.00</u>	<u>4.00</u>	<u>4.43</u>	<u>4.00</u>	<u>4.29</u>	<u>4.43</u>

Table 5. Quatre scénarios orbitaux initialement proposés par le JPL et le CNES.

Scénario				
a (km)	7478.137	7778.137	8378.137	12378.137
e	0.033431	0.0	0.0	0.0
i (°)	99.9	101.4	104.9	70.0

Table 6. Valeurs des objectifs optimisés par ϵ -MOEA pour les quatre scénarios (voir la section III.2 pour la description des solutions, la signification des couleurs et des valeurs soulignées et la section II.2.1 pour la description des objectifs).

Scénario				
Antenne(s) GNSS	1	1	1	2
Passages GNSS ≥ 15 min	5370	4996	3961	2072
Visibilité multi-tech. (jours)	3.34	<u>4.01</u>	<u>5.05</u>	<u>6.98</u>
Radiations (krad)	22.674	43.640	156.698	192.278
Visibilité mutuelle VLBI (jours)	1.12	<u>1.83</u>	<u>3.18</u>	<u>6.80</u>

possibilité de celui-ci à fonctionner correctement sur un satellite sur une orbite excentrique. Or, suite à une étude très récente du CNES, il semble que cet instrument n'a pas de limitation particulière pour des orbites allant jusqu'à 8000 km d'altitude. De ce fait, on pourra envisager des excentricités jusqu'à 0.35. De plus, différents critères devront

être également considérés. On peut notamment citer des critères de réparation des mesures sur les stations au sol, sur l'antenne de GRASP et sur les antennes GNSS. Des critères liés aux éclipses doivent également être envisagés. En effet, si la mission embarque un accéléromètre, il est conseillé d'avoir des grandes périodes sans éclipse et

une fréquence d'éclipses la plus faible possible afin d'éviter les problèmes liés au changement de température du satellite. Enfin, le critère des radiations devra être affiné. En effet, la NASA recommande pour GRASP un niveau maximum de radiations reçues de 30 krad sur trois ans, en considérant un blindage du satellite d'une épaisseur de 5 mm d'aluminium.

Pour conclure, il faut souligner qu'une étape de simulations numériques restera nécessaire pour vérifier que les orbites obtenues permettront d'atteindre les objectifs de la mission. En effet, le principal objectif de la mission GRASP est l'amélioration de l'exactitude et de la stabilité du repère de référence terrestre. Or, les critères utilisés dans cette étude ne sont que des critères indirects dont on espère qu'ils vont permettre l'atteinte de ces objectifs. Rien ne garantit de manière absolue que ce type de critères soit suffisant pour permettre, au final, d'améliorer le repère de référence au niveau d'exactitude et de stabilité souhaité. Seules des simulations numériques le pourront. ●

Remerciements

Nous tenons à remercier le CNES qui soutient financièrement ces travaux, l'équipe du JPL et de l'Université du Colorado, ainsi que les différentes équipes du CNES impliquées. Nous remercions tout particulièrement Yoaz Bar-Sever (NASA/JPL), A. Auriol, A. Laurens et G. Rolland (CNES) pour les nombreux échanges que nous avons pu avoir avec eux.

Contacts

Arnaud POLLET

IGN, LAREG, Université Paris Diderot, Paris
arnaud.pollet@ign.fr

David COULOT

IGN, LAREG, Université Paris Diderot, Paris
IMCCE, Observatoire de Paris, Paris

Florent DELEFLIE

IMCCE, Observatoire de Paris, Paris

Michel CAPDEROU

LMD, École Polytechnique, Palaiseau

Richard BIANCALE CNES/GET, Observatoire
Midi-Pyrénées, Toulouse

Mioara MANDEA CNES, Paris

Table 7. Valeurs des critères contraints par ϵ -MOEA pour les quatre scénarios (voir la section III.2 pour la description des solutions, la signification des couleurs et des valeurs soulignées et la section II.2.2 pour la description des critères).

Scénario				
Antenne(s) GNSS	1	1	1	2
angle_Jason (%)	0.0	<u>2.3</u>	<u>1.7</u>	<u>2.1</u>
Visibilité par 4 GNSS (jours)	7.00	<u>7.00</u>	<u>7.00</u>	<u>7.00</u>
nbr_pass_jour	3.29	<u>3.43</u>	<u>3.86</u>	<u>3.43</u>

Table 8. Code couleur de classification des critères (le dernier n'ayant pas été utilisé comme objectif) selon leur valeur.

	Valeur considérée comme très satisfaisante	Valeur considérée comme satisfaisante	Valeur considérée comme mauvaise
Passages GNSS ≥ 15 min	≥ 4000	-	< 4000
Visibilité multi-tech. (jours)	≥ 4.66	$2.33 < \text{Val.} < 4.66$	≤ 2.33
Radiations (krad)	\leq dose maximale à 2000 km	-	$>$ dose maximale à 2000 km
Visibilité mutuelle VLBI (jours)	≥ 4.66	$2.33 < \text{Val.} < 4.66$	≤ 2.33

Bibliographie

[Altamimi et al., 2011] Altamimi, Z., X. Collilieux, L. Métivier (2011), *ITRF2008: an improved solution of the International Terrestrial Reference Frame*. Journal of Geodesy, 85(8):457-473, doi:10.1007/s00190-011-0444-4.

[Capderou, 2014] Capderou, M. (2014) *Handbook of satellite orbits - from Kepler to GPS*. Springer.

[Cazenave et al., 2009] Cazenave, A., D. Chambers, P. Cipollini, J. Hurell, S. Nerem, L.L. Fu, H.P. Plag, C.K. Shum, P. Willis (2009) *Sea Level Rise - Regional and global trends*. Oceanobs 2009 Plenary Paper, Venice, Italy, September, 2009.

[Collilieux et al., 2014] Collilieux, X., Z. Altamimi, D.F. Argus, C. Boucher, A. Dermanis, B.J. Haines, T.A. Herring, C.W. Kreemer, F.G. Lemoine, C. Ma, D.S. MacMillan, J. Mäkinen, L. Métivier, J. Ries, F.N. Teferle, X. Wu (2014) *External Evaluation of the Terrestrial Reference Frame: Report of the Task Force of the IAG Sub-commission 1.2*. In Proceedings of the IAG General Assembly, Melbourne, Australia, June 28 - July 2, 2011.

[Deb et al., 2005] Deb, K., M. Mohan, S. Mishra (2005) *Evaluating the ϵ -domination based multi-objective evolutionary algorithm for a quick computation of pareto-optimal solutions*. Evolutionary Computation, 13(4):501-525, doi:10.1162/106365605774666895.

[Deleflie, 2014] Deleflie, F. (2014) *Finalized Analytical Satellite Theory: Theoretical approaches*. CNES Internal report.

[Dumoulin & Parisot, 1987] Dumoulin, C. Parisot, J.-P. (1987) *Astronomie pratique et informatique*, Masson, Paris, ISBN 2-225-81142-3.

[Hubert-Moy, 2014] Hubert-Moy, L. (2014) *Synthèse des recommandations du TOSCA*. Séminaire de prospective scientifique du CNES, La Rochelle, France, 17-20 mars 2014.

[Laumanns et al., 2002] Laumanns, M., L. Thiele, K. Deb, E. Zitzler (2002) *Combining convergence and diversity in evolutionary multi-objective optimization*. Evolutionary Computation, 10(3): 263-282.

[NRC, 2010] National Research Council (2010) *Precise Geodetic Infrastructure:*

National Requirements for a Shared Resource. National Academy of Sciences. [Plag & Pearlman, 2009] Plag, H.P., M. Pearlman, eds. (2009) *Global Geodetic Observing System: Meeting the Requirements of a Global Society on a Changing Planet in 2020*. Springer, Berlin. [Zoulida et al., 2015] Zoulida, M., A. Pollet, D. Coulot, R. Biancale, P. Rebischung (2015) *Multi-technique combination of space geodesy observations*. 26th IUGG General Assembly, Prague, Czech Republic, June 22 - July 2, 2015.

ABSTRACT

The Geodetic Reference Antenna in Space (GRASP) mission was first proposed in 2011 by JPL in response to the NASA NNH11ZDA0120 call for Earth Venture missions-2. Recently, considering the recommendation of the Prospective Scientific Seminar, CNES expresses its interest and the possibility to participate in a next new JPL proposal. GRASP is a spacecraft system designed to build an enduring and stable Terrestrial Reference Frame (TRF) for accurately measuring and understanding changes in sea level, ice sheets and other elements of the dynamic Earth system. These objectives set the 1 mm accuracy and 0.1 mm/year stability (GGOS, Meeting the Requirements of a Global Society on a Changing Planet in 2020, Plag and Pearlman, 2009) as the goals for the TRF realization. For that, GRASP will carry very precise sensor systems for all the key geodetic techniques: a Global Navigation Satellite Systems (GNSS) receiver, a Satellite Laser Ranging (SLR) retroreflector, a Doppler Orbitography and Radio-positioning Integrated by Satellite (DORIS) receiver, and a novel Very Large Baseline Interferometry (VLBI) beacon. To reach mission goals, the first step is to determine the optimal orbit of this satellite. In this study, we present an original approach for determining such orbits, using evolutionary algorithms. The method allows us to optimize orbits according to specific criteria such as the visibility of the satellite from ground stations and GNSS satellites.