

SUJET DE THESE



Encadrants

ISAE-SUPAERO

Dr. A. Urbano (annafederica.urbano@isae-supaeo.fr)

ONERA

Dr. M. Balesdent (mathieu.balesdent@onera.fr)
Dr. L. Brevault (loic.brevault@onera.fr)

Début prévu : Octobre 2022

Candidatures

Pour soumettre votre candidature, veuillez envoyer votre cv et une lettre de motivation à : annafederica.urbano@isae-supaeo.fr, mathieu.balesdent@onera.fr, loic.brevault@onera.fr. Date limite : 30 avril 2022.

Titre

Optimisation multidisciplinaire de lanceurs pour problèmes à géométrie variable

Sujet

Le contexte de cette thèse est l'élaboration de méthodes d'optimisation multidisciplinaire pour la conception de lanceurs avec prise en compte de choix technologiques amenant à des problèmes à géométrie variable.

L'optimisation multidisciplinaire (MDO pour Multidisciplinary Design Optimization) est un ensemble de méthodes visant à améliorer l'efficacité du processus de conception. Ces méthodes, mettant en jeu plusieurs disciplines (aérodynamique, propulsion, structure, trajectoire, etc.), sont particulièrement utilisées lors des phases d'avant-projet de conception de véhicules spatiaux afin de déterminer les futurs concepts à développer [1,13]. Le plus souvent, lors des phases préliminaires de la conception, des choix de concepts d'architecture doivent être effectués (nombre de moteurs, type de propulsion, type d'ergols, type de matériaux, nombre d'étages et de boosters, etc.). En cas de propulsion liquide en particulier, les choix des propergols et du cycle moteur sont fondamentaux. Ces choix se traduisent par l'insertion, en plus des variables continues caractérisant le système (pressions, quantité d'ergols, diamètres, etc.), d'un certain nombre variables catégorielles et discrètes au sein du processus d'optimisation (type de cycle, choix du propergol, ect.). La pertinence d'une nouvelle configuration de lanceur passe par un choix judicieux de la combinaison de ces solutions technologiques dont l'assemblage constitue le système.

Les choix catégoriels et discrets au cours de l'optimisation multidisciplinaire conditionnent itérativement la « géométrie du problème d'optimisation » car différentes variables de conception et différentes contraintes s'expriment successivement et doivent être gérées par l'optimiseur. Par exemple, si on considère un choix d'architecture portant sur le type de propulsion (e.g., liquide, solide, hybride), en fonction de la valeur de la variable catégorielle « type de propulsion », différentes variables continues sont présentes ou non (e.g., variables associées à la géométrie du bloc de poudre non présentes en propulsion liquide). Un autre exemple de grand intérêt est celui du choix du cycle en cas de propulsion liquide (générateur de gas, expansion, combustion étagée,...). En effet ce choix peut être limité par des contraintes liées aux objectifs de la mission et impacte fortement le système dans son ensemble [9,11,12]. De plus, les contraintes physiques, dont la présence dépend des choix d'architectures et de technologies, vont être impactées par ces choix. Aussi, ce type de problèmes d'optimisation est appelé à « géométrie variable », étant donné que le nombre, le type de variables d'optimisation et le nombre de contraintes évoluent au cours des itérations du processus d'optimisation.

Récemment, des approches à base de métamodèles (optimisation bayésienne) avec des variables mixtes continues, discrètes et catégorielles tenant compte des aspects à « géométrie variable » ont été proposées dans la littérature [2,3,4,5]. Cependant, ces approches présentent rapidement des limites si la combinatoire imposée par la présence des choix technologiques augmente. Par ailleurs, ces approches ne tiennent pas compte des particularités des problèmes MDO au niveau de l'existence de couplages interdisciplinaires. Aussi, dans cette thèse, il est proposé de développer des stratégies d'optimisation multidisciplinaire pour des problèmes à « géométrie variable »

s'appuyant sur la décomposition du problème MDO afin de partitionner l'effort d'optimisation en sous-problèmes d'optimisation avec une combinatoire qui reste maîtrisable.

Ainsi, deux développements méthodologiques complémentaires seront à mener. Tout d'abord, au niveau de la décomposition du problème MDO et de l'algorithme d'optimisation, il s'agira de développer des formulations mathématiques du problème de conception multidisciplinaire permettant d'inclure les variables mixtes continues/discrètes/catégorielles et d'y associer une organisation du processus adéquate. Cela pourra être réalisé, par exemple, à travers des approches avec plusieurs niveaux d'optimisation correspondant à différents niveaux d'architectures. Par ailleurs, l'utilisation d'algorithmes d'optimisation « coopératif co-évolonnaire » [6] (reposant sur des mécanismes de divide-and-conquer et de coopération) pourra être investiguée dans un contexte de MDO.

La seconde piste concerne l'établissement de modèles de substitution pour la prise en compte de variables mixtes, dans un but de réduire les temps de calcul des processus MDO. On s'intéressera ici à la définition des plans d'expériences pour la construction de tels modèles mathématiques [7] afin de répartir au mieux les appels aux codes de calculs en fonction des disciplines et des variables catégorielles et discrètes impliquées. On travaillera notamment la meilleure utilisation possible des modèles de substitution dans les formulations MDO développées [8]. Les méthodes seront appliquées à la conception de nouvelles configurations de lanceurs réutilisables ainsi que la conception de moteurs de fusée innovants.

Pour ce faire, la thèse se déroulera de la manière suivante :

Etat de l'art sur les techniques d'optimisation multidisciplinaires avec variables mixtes continues/discrètes/catégorielles ainsi que sur les problèmes à « géométrie variable »,

Etat de l'art sur les approches d'étude de systèmes propulsifs et la modélisation de cycles de moteurs fusées à ergols liquides ;

Développement de processus MDO permettant de répondre aux problématiques d'optimisation d'architecture de lanceurs incluant des choix catégoriels multiples au niveau du système propulsif (propergols, cycle, ect...),

Implémentation des processus MDO élaborés pour différents cas de conception lanceurs.

References :

- [1] L. Brevault, M. Balesdent et J. Morio (2020) *Aerospace System Analysis and Optimization in Uncertainty*, Springer Nature Switzerland AG, ISBN : 978-3-030-39125-6.
- [2] Pelamatti, J., Brevault, L., Balesdent, M., Talbi, E. G., & Guerin, Y. (2021). Mixed Variable Gaussian Process-Based Surrogate Modeling Techniques: Application to Aerospace Design. *Journal of Aerospace Information Systems*, 1-25.
- [3] Pelamatti, J., Brevault, L., Balesdent, M., Talbi, E. G., & Guerin, Y. (2021). Bayesian optimization of variable-size design space problems. *Optimization and Engineering*, 22(1), 387-447.
- [4] Bussemaker, J. H., De Smedt, T., La Rocca, G., Ciampa, P. D., & Nagel, B. (2021). System Architecture Optimization: An Open Source Multidisciplinary Aircraft Jet Engine Architecting Problem. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM* (p. 3078).
- [5] Bussemaker, J. H., Bartoli, N., Lefebvre, T., Ciampa, P. D., & Nagel, B. (2021). Effectiveness of Surrogate-Based Optimization Algorithms for System Architecture Optimization. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM* (p. 3095).
- [6] Ma, X., Li, X., Zhang, Q., Tang, K., Liang, Z., Xie, W., & Zhu, Z. (2018). A survey on cooperative co-evolutionary algorithms. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 23(3), 421-441.
- [7] Gonon, T., Helbert, C., Blanchet-Scalliet, C., & Demory, B. (2021). Gaussian process regression on nested spaces.
- [8] Bajer, L., Pitra, Z., Repický, J., & Holeňa, M. (2019). Gaussian process surrogate models for the CMA evolution strategy. *Evolutionary computation*, 27(4), 665-697.
- [9] Nikischenko, I. N, Wright, R. D., Marchan, R. A. (2017). Improving the performance of LOX/kerosene upper stage rocket engines
- [10] Dresia, K., Jentzsch, S., Waxenegger-Wilfing, G., Dos Santos Hahn, R., Deeken, J., Oswald, M., & Mota, F. (2021). Multidisciplinary Design Optimization of Reusable Launch Vehicles for Different Propellants and Objectives. *J. Prop and Power*, <https://doi.org/10.2514/1.A34944>
- [11] Waxenegger, G, Riccius, J., Zametaev, E., Deeken, J. and Sand, J. (2017) Implications of Cycle Variants, Propellant Combinations and Operating Regimes on Fatigue Life Expectancies of Liquid Rocket Engines, 7th EUCASS (DOI: 10.13009/EUCASS2017-69)
- [12] Herbertz, A. (2016) Component Modeling for Rocket Engine Cycle Analysis, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan* 14:119-127.
- [13] Bearegard, L., Urbano, A., Lizy-Destrez, S. and Morlier, J. (2021) Multidisciplinary Design and Architecture Optimization of a Reusable Lunar Lander. *J. Space. and Rockets* (<https://doi.org/10.2514/1.A34833>)