

01 MAR 2018

Article de recherche

AÉROSPATIALE ET TRANSPORT TERRESTRE

Validation d'un modèle de moteur de Cessna

 Paul-Alexandre Bardela

 Pierre Pageaud

 Ruxandra Botez



L'image d'en-tête a été achetée sur Istock.com. Des droits d'auteurs s'appliquent.

RÉSUMÉ:

L'environnement est l'une des principales préoccupations de l'industrie aérospatiale. La quantité d'émissions nocives produites dépend directement de l'efficacité du moteur. La modélisation des moteurs à turbine à gaz doit être améliorée afin de réduire ces émissions. Le but de la présente étude est de modéliser le moteur à l'aide de deux sorties : la poussée, ou force de propulsion, et le débit de carburant utilisé pour produire la poussée. Ces sorties sont modélisées à l'aide de trois entrées : le nombre de Mach, l'altitude et l'angle de levier d'accélérateur. Les données nécessaires proviennent du simulateur de vol de recherche de l'avion d'affaires Cessna Citation X du Laboratoire de recherche appliquée en commande active, avionique et aéroserveoélasticité (LARCASE). Mots clés : moteur à double flux, modélisation, tests en vol, identification, validation

Introduction

L'environnement est l'une des principales préoccupations de l'industrie aérospatiale. La combustion du carburant dans le moteur produit du dioxyde de carbone (CO_2), responsable de l'effet de serre et, par extension, du réchauffement climatique. Il produit également des substances nocives comme les NO_x . Le moyen le plus simple de réduire ces émissions de particules est de réduire directement la consommation de carburant. Cette réduction peut être réalisée en optimisant différents procédés. Par exemple, on peut accroître l'efficacité du moteur en améliorant les modèles de ses différents composants ou la façon dont ils travaillent ensemble. Cependant, pour réaliser de telles améliorations, les ingénieurs doivent mieux comprendre les moteurs, principalement les différents paramètres influençant leur fonctionnement. Améliorer l'efficacité du moteur ou acquérir une meilleure compréhension du système font tous deux appel au processus de modélisation. La modélisation est la description d'un système en reliant ses entrées à ses sorties. Les entrées sont généralement les caractéristiques de l'air lors du fonctionnement des moteurs, alors que les sorties sont les principaux paramètres du moteur comme le débit de carburant et la poussée.

Présentation du système et objectif du modèle

Les principes de base du fonctionnement du moteur sont décrits dans cette sous-section. L'air entrant dans le moteur est comprimé et mélangé avec le carburant. L'ignition du carburant crée un débit à haute température. L'accélération est la source d'une force appelée « poussée » qui sert à propulser l'avion. Ainsi, la vitesse de l'avion et les propriétés de l'air influent grandement sur les performances du moteur. Dans cette étude, le nombre de Mach quantifie la vitesse de l'avion, et les propriétés de l'air varient avec l'altitude selon le modèle ISA. Le nombre de Mach et l'altitude sont utilisés comme entrées dans le modèle.

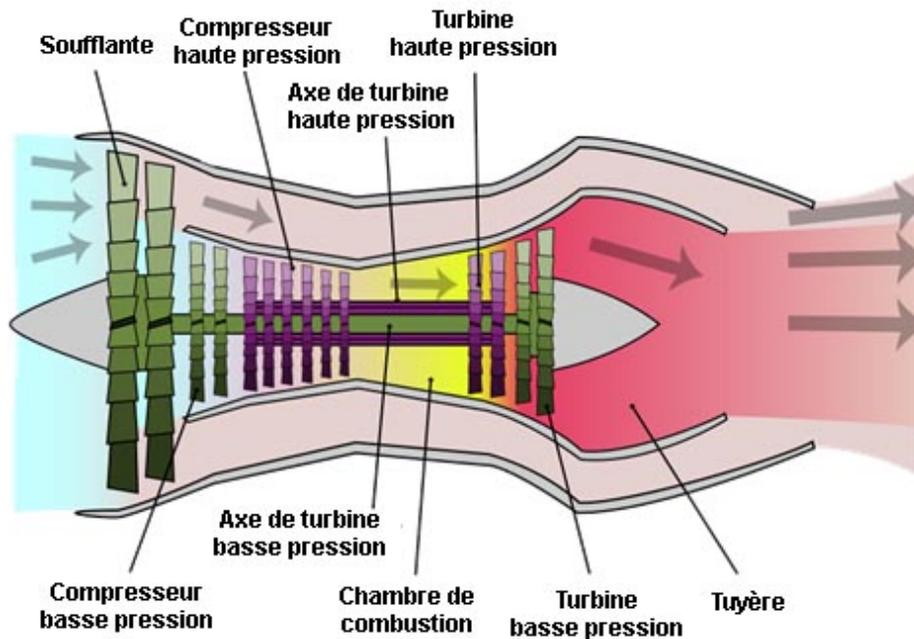


Fig. 1 Schéma d'un moteur à double flux

Il a été choisi de modéliser le moteur à l'aide d'entrées comme l'altitude (H), le nombre de Mach (M) et l'angle de la manette des gaz (TLA), et de sorties comme la poussée et le débit de carburant.

Choix du modèle

Comme mentionné précédemment, le but de cette étude était de créer un modèle de moteur permettant de prédire la poussée et le débit de carburant pour toutes les conditions de vol (H , M) et toute position de la manette des gaz (TLA). Un processus d'identification et de validation a été utilisé pour obtenir ce modèle. Le processus d'identification appliqué au système moteur est présenté à la figure suivante :

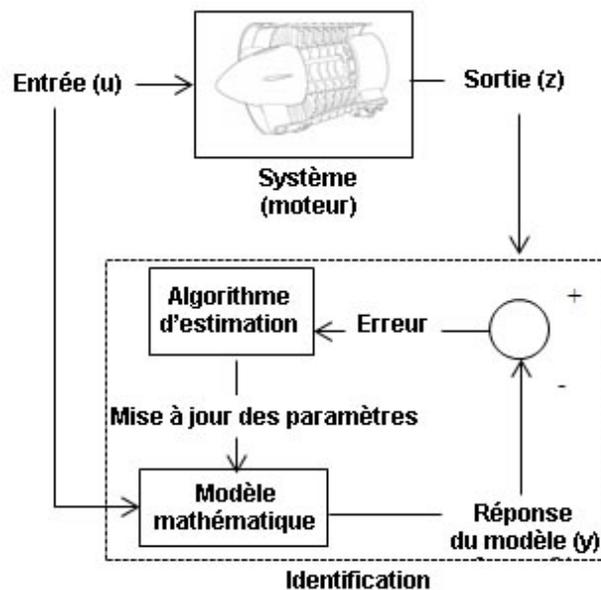


Fig. 2 Principes d'identification du système relatifs au moteur

Comme le montre la figure 2, le processus d'identification nécessite un modèle mathématique, une équation par exemple. Ensuite, la réponse du modèle numérique est comparée à la sortie expérimentale réelle du système. L'algorithme d'estimation utilise la différence entre ces deux sorties, ou l'erreur. Le but de cet algorithme est d'affiner les paramètres de l'équation afin de réduire l'erreur entre la sortie du modèle choisi et la sortie du système. La précision du modèle est vérifiée à l'aide d'un processus de validation.

L'acquisition des données

Le processus d'identification nécessite un ensemble de données pour définir le modèle et un autre ensemble de données pour le valider. Dans cette étude, les données proviennent de tests en vol effectués avec le simulateur de vol de recherche pour l'avion d'affaires Cessna Citation X niveau D (RAFS) de CAE inc. Le niveau D est le plus haut niveau de certification de modélisation de la dynamique de vol attribué par les autorités de certification selon la Federal Aviation Administration (FAA).



Figure 3 Simulateur de vol de recherche pour le Cessna Citation X Niveau D (RAFS)

Ce niveau a été choisi pour effectuer des tests en vol adaptés au modèle choisi. Le modèle ne considère que la phase de croisière, ce qui signifie une altitude constante. En outre, seul l'état stationnaire est étudié où aucune variation de position de la manette des gaz ne sont permises. Par ailleurs, le TLA doit également demeurer constant. Les tests en vol ont été effectués pour différentes valeurs de TLA et d'altitude, comme indiqué au tableau 1. Pourtant, on note que l'échelle des TLA varie en fonction des valeurs d'altitude. Par exemple, 35 degrés est la valeur minimale requise pour éviter le calage à 45 000 pi d'altitude.

TLA (deg) Alt (pi)	35	37.5	40	42.5	45	47.5	50	52.5	55	57.5	60	62.5	65
5000	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
10000	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
15000	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
20000	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
25000	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
30000	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
35000	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
40000	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
45000	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X

Tableau 1 Ventilation des définitions (25) et des validations (92) des tests en vol

Comme le montre le tableau 1, un total de 25 tests en vol ont servi à déterminer le modèle (en rouge) et 92 tests en vol à le valider (en bleu).

Méthodologie

Le modèle utilisé dans cette étude est inspiré de la méthode de modélisation par composants (CLM). Cette approche consiste à déterminer un modèle pour chaque composant du moteur. Toutefois, le simulateur ne fournit pas assez d'information sur les différentes valeurs de température et de pression pour ces composants. Le modèle a été divisé en trois sous-modules, comme le montre la figure 4.

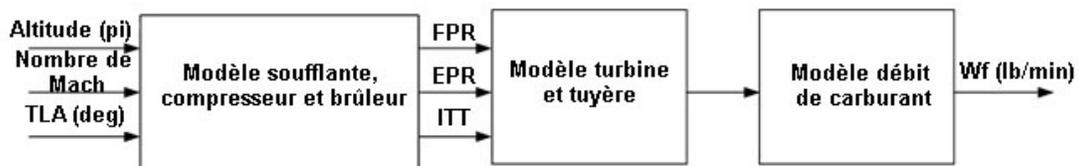


Fig. 4 Schéma de sous-modules du modèle de moteur

Deux approches différentes ont été utilisées : la « boîte noire » et la « boîte grise ». Une approche « boîte grise » consiste à déterminer un modèle à l'aide de la combinaison d'un modèle mathématique et d'un algorithme d'estimation. L'approche « boîte noire » n'utilise qu'un algorithme d'estimation. Le modèle du composant ventilateur-compresseur-brûleur est de type « boîte noire », combinant la méthode des moindres carrés et l'algorithme d'estimation de Levenberg-Marquardt. Le principe derrière la méthode des moindres carrés est d'exprimer une fonction de coût comme la différence au carré entre la réponse du modèle et les données réelles (erreur). L'algorithme ajuste les paramètres du modèle afin de réduire cette erreur. Cet algorithme a l'avantage de fournir rapidement des résultats précis. En ce qui concerne l'approche de la « boîte noire », le modèle mathématique prend la forme d'une fonction polynomiale. Par conséquent, l'algorithme détermine les différents coefficients d'une fonction polynomiale. Une fonction polynomiale dépendant des trois entrées (H, M et TLA) a été élaborée pour chaque sortie du modèle (FPR, EPR, ITT, Fn et Wf) FPR est le rapport de pression de soufflante, EPR, le rapport de pression moteur, ITT, la température interne de la turbine, Fn, la force de propulsion nette, et Wf, est le débit de carburant.

Il existe beaucoup plus de modèles théoriques pour la poussée et le débit de carburant dans les documents de référence que pour le FPR, l'EPR et l'ITT. Les modèles de Mattingly et de Torenbeek sont parmi les plus utilisés. Toutefois, notre approche a été de modéliser les deux turbines et la tuyère à l'aide d'une équation thermodynamique pour chaque composant, selon la modélisation par composants (CLM). Le débit de carburant a été modélisé comme proportionnel à la poussée. Cependant, les équations de la méthode CLM ne peuvent pas être utilisées avec les données du simulateur. Le simulateur de vol est un outil extrêmement utile pour acquérir des données, mais il ne fournit pas les mesures de tous les paramètres associés comme, par exemple, l'efficacité des différents composants. La solution a consisté à déterminer ces paramètres inconnus avec l'algorithme de Levenberg-Marquardt (LM). Ainsi, la poussée et le débit de carburant sont déterminés par une approche « boîte grise » à l'aide de l'algorithme LM.

Résultats

La précision du modèle de dynamique des fluides a été validée à l'aide des critères de la FAA. Le modèle est validé, selon les critères de la FAA, lorsque la poussée et le débit de carburant sont prédits avec une erreur relative de 5 % ou moins.

	Détermination Succès (%)	Validation Succès (%)	Erreur relative moyenne absolue (%)
Boîte noire	100	81,72	2,70
Boîte grise	100	96,33	1,62

Tableau 2 Poussée obtenue au moyen de 25 tests en vol (identification) puis de 92 tests en vol (validation)

	Définition Succès (%)	Validation Succès (%)	Erreur relative moyenne absolue (%)
Boîte noire	100	67,90	4,84
Boîte grise	100	64,90	5,23

Tableau 3 Débit de carburant obtenu au moyen de 25 tests en vol (identification) puis de 92 tests en vol (validation)

Le critère est appliqué à tous les tests en vol ayant servi à la validation du modèle, de façon à obtenir l'erreur relative moyenne absolue pour ces tests.

Conclusion

L'approche « boîte noire » de poussée n'a été validé que dans 81,7 % des cas alors que l'approche « boîte grise » l'a été dans 96,33 %. Ces différences sont causées par l'efficacité du modèle mathématique. Cependant, en ce qui concerne le débit de carburant, les résultats n'étaient pas aussi précis que ceux obtenus pour la poussée. La principale raison de cette différence est que le modèle de débit de carburant dépendait des résultats obtenus avec le modèle de poussée. Par conséquent, l'erreur dans le modèle de poussée a entraîné une erreur dans les modèles de débit de carburant. Pour la même raison, l'erreur du modèle de poussée augmente en raison de l'erreur obtenue sur les prédictions du FPR, de l'EPR et du ITT. Par exemple, on a remarqué que si le FPR, l'EPR et l'ITT réels sont utilisés avec le modèle « boîte grise », le modèle est validé à 100 % au lieu de 96,33 %. La multiplication des erreurs est un problème inhérent à la modélisation CLM. Ainsi, une amélioration de la prédiction du FPR, du EPR et du ITT pourrait mener à une amélioration considérable de la prédiction de la poussée et du débit de carburant par la modélisation CLM.

Par ailleurs, une autre différence entre les résultats de la poussée et ceux du débit de carburant résulte des modèles mathématiques eux-mêmes : le modèle de poussée utilisé est beaucoup plus élaboré que le modèle de débit de carburant, lequel dépend des résultats du modèle de poussée. C'est aussi la raison pourquoi les approches « boîte grise » et « boîte noire » donnent des résultats similaires quant à la sortie de débit de carburant. Dans le but d'améliorer les résultats, d'autres modèles mathématiques pourraient être utilisés, par exemple la méthode de calcul par étage pour la modélisation FPR et EPR, ou les modèles de Mattingly et Torenbeek pour la modélisation de la poussée et du débit de carburant. D'autres algorithmes d'estimation pourraient améliorer ces résultats, tels que l'optimisation par essais particuliers (PSO).

Information supplémentaire

Pour plus d'information sur ce projet de recherche, consulter l'article suivant :

Bardella, Paul Alexandre A., Botez, Ruxandra Mihaela and Pageaud, Pierre. 2017. « [Cessna Citation X Engine Model Experimental Validation](#) ». In IASTED International Conference on Modelling, Identification and Control (MIC) (Innsbruck, Austria, Feb. 20-21, 2017), p. 81-88. Acta Press.

Paul-Alexandre Bardela est étudiant à la maîtrise à l'École de technologie supérieure de Montréal, et assistant de recherche au LARCASE. Il poursuit des recherches en modélisation des moteurs à partir de données d'essais en vol.

Programme : [Génie aérospatial](#)

Chaire de recherche : [Chaire de recherche du Canada en technologies de modélisation et simulation des aéronefs](#)

Laboratoires de recherche : [LARCASE – Laboratoire de recherche en commande active, avionique et aéroserveoélasticité](#)

Pierre Pageaud est ingénieur dans le secteur aérospatial en France. Il a terminé un stage professionnel de 6 mois à titre d'étudiant au baccalauréat de l'EPF à l'ÉTS et d'assistant de recherche au LARCASE.

Programme : [Génie aérospatial](#)

Chaire de recherche : [Chaire de recherche du Canada en technologies de modélisation et simulation des aéronefs](#)

Laboratoires de recherche : [LARCASE – Laboratoire de recherche en commande active, avionique et aéroserveoélasticité](#)

Ruxandra Mihaela Botez est professeure au département de génie de la production automatisée à l'ÉTS. Elle est spécialiste en modélisation et simulation de vols d'aéronefs, d'hélicoptères, de systèmes de vol, et d'ailes déformables.

Programme : [Génie de la production automatisée](#)

Chaire de recherche : [Chaire de recherche du Canada en technologies de modélisation et simulation des aéronefs](#)

Laboratoires de recherche : [LARCASE – Laboratoire de recherche en commande active, avionique et aéroserveoélasticité](#)

Chaire de recherche : [Chaire de recherche du Canada en technologies de modélisation et simulation des aéronefs](#)

Laboratoires de recherche : [LARCASE – Laboratoire de recherche en commande active, avionique et aéroserveoélasticité](#)

Domaines d'expertise : [Modélisation et simulation des aéronefs](#) [Méthodes d'estimation des paramètres](#)

Références

- [1] I. Secretariat, « Aviation's Contribution to Climate Change, » BAN Ki-Moon, 2010.
- [2] A. Hamy, A. Murrieta-Mendoza, and R. Botez, « Flight Trajectory Optimization to Reduce Fuel Burn and Polluting Emissions using a Performance Database and Ant Colony Optimization Algorithm, » 2016.
- [3] R. S. Félix Patrón, Y. Berrou, and R. M. Botez, « Climb, Cruise and Descent 3D Trajectory Optimization Algorithm for a Flight Management System, » in *Aviation Technology, Integration, and Operations*, 2014.
- [4] P. A. Toensmeier, « Advanced Composites Soar to New Heights in Boeing 787, » *Plastics engineering*, vol. 61, pp. 8-8, 2005.
- [5] M. Wagner and G. Norris, *Boeing 787 Dreamliner*: Zenith Press, 2009.
- [6] Airbus. (2017, September 26th). Airbus' « BLADE » Laminar Flow Wing Demonstrator makes First Flight. Available: http://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2017/09/airbus_-_blade_-_laminar-flow-wing-demonstrator-makes-first-flight.html.
- [7] B. Gao, R. Kang, and Y. Chen, « Deployable Mechanism Design for Span Morphing Wing Aircraft, » in *Mechanism and Machine Science: Proceedings of ASIAN MMS 2016 & CCMMS 2016, 2017*, pp. 801-813.
- [8] M. Bashir, P. Rajendran, and A. Mule, « Investigation on Three-Dimensional CFD Validation for a Variable Span Morphing Wing, » *Asian Journal of Convergence in Technology*, vol. 3, 2017.
- [9] P. Santos, J. Sousa, and P. Gamboa, « Variable-Span Wing Development for Improved Flight Performance, » *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 28, pp. 961-978, 2017.
- [10] O. Ş. Gabor, A. Koreaschi, R. M. Botez, M. Mamou, and Y. Mebarki, « Analysis of the Aerodynamic Performance of a Morphing Wing-Tip Demonstrator Using a Novel Nonlinear Vortex Lattice Method, » 2016.
- [11] V. Brailovski, P. Terriault, D. Coutu, T. Georges, E. Morellon, C. Fischer, et al., « Morphing Laminar Wing with Flexible Extrados Powered by Shape Memory Alloy Actuators, » in *ASME 2008 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems*, 2008, pp. 615-623.
- [12] A. D. Finistauri, « Conceptual Design of a Modular Morphing Wing, » Bachelor of Engineering, Ryerson University, 2005.
- [13] T. Grigorie, R. Botez, and A. Popov, « Design and Experimental Validation of a Control System for a Morphing Wing, » in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2012.
- [14] A. Koreaschi, O. Ş. Gabor, T. Ayrault, R. M. Botez, M. Mamou, and Y. Mebarki, « Numerical Optimization and Experimental Testing of a Morphing Wing with Aileron System, » in *24th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference*, 2016, p. 1083.
- [15] A. Koreaschi, O. Sugar-Gabor, and R. Botez, « Drag Optimisation of a Wing Equipped with a Morphing Upper Surface, » *The Aeronautical Journal*, vol. 120, pp. 473-493, 2016.

- [16] B. Iannotta, « Features-Vortex Draws Flight Research Forward-Following a Lead Aircraft at just the Right Location in its Vortex may Prove a Feasible way to Fly Further and Save Fuel, » *Aerospace America*, vol. 40, pp. 26-32, 2002.
- [17] O. S. Gabor, A. Koreanschi, and R. M. Botez, « Optimization of an Unmanned Aerial System'wing using a Flexible Skin Morphing Wing, » *SAE International Journal of Aerospace*, vol. 6, pp. 115-121, 2013.
- [18] O. Sugar Gabor, A. Simon, A. Koreanschi, and R. M. Botez, « Application of a Morphing Wing Technology on Hydra Technologies Unmanned Aerial System UAS-S4, » in *The ASME 2014 International Mechanical Engineering Congress & Exposition*, Montreal, Que., Canada, 2014.
- [19] O. Sugar Gabor, « Validation of Morphing Wing Methodologies on an Unmanned Aerial System and a Wind Tunnel Technology Demonstrator, » *École de Technologie Supérieure*, 2015.
- [20] G. Ghazi and R. Botez, « Development of a high-fidelity simulation model for a research environment, » *SAE Technical Paper 0148-7191*, 2015.
- [21] G. Ghazi, R. Botez, and J. M. Achigui, « Cessna Citation X engine model identification from flight tests, » *SAE International Journal of Aerospace*, vol. 8, pp. 203-213, 2015.
- [22] G. Ghazi, R. M. Botez, and M. Tudor, « Performance database creation for Cessna Citation X aircraft in climb regime using an aero-propulsive model developed from flight tests, » *AHS Sustainability*, 2015.
- [23] G. Ghazi, A. Mennequin, and R. M. Botez, « Method to Calculate Aircraft Climb and Cruise Trajectory using an Aero-Propulsive Model, » in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2017, p. 3550.
- [24] G. Ghazi, M. Tudor, and R. Botez, « Identification of a Cessna Citation X aero-propulsive model in climb regime from flight tests, » in *International Conference on Air Transport INAIR*, 2015.
- [25] C. Hamel, R. Botez, and M. Ruby, « Cessna Citation X airplane grey-box model identification without preliminary data, » *SAE Technical Paper 0148-7191*, 2014.
- [26] M. Zaag and R. M. Botez, « Cessna Citation X engine model identification and validation in the cruise regime from flight tests based on neural networks combined with extended great deluge algorithm, » in *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, 2017, p. 1941.
- [27] P.-A. Bardela and R. M. Botez, « Identification and Validation of the Cessna Citation X Business Aircraft Engine Component Level Modeling with Flight Tests, » 2017.
- [28] P.-A. Bardela, R. M. Botez, and P. Pageaud, « Cessna Citation X Engine Model Experimental Validation. »
- [29] F. W. Riegels, « *Aerofoil Sections*, » ed: Butterworths, London, 1961.
- [30] I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff, and L. Stivers Jr, « *Summary of Airfoil Data*, » 1945.
- [31] R. Derksen and T. Rogalsky, « Bezier-PARSEC: An Optimized Aerofoil Parameterization for Design, » *Advances in Engineering Software*, vol. 41, pp. 923-930, 2010.
- [32] T. Rogalsky and R. Derksen, « Bézier-PARSEC Parameterization for Airfoil Optimization, » *Canadian Aeronautics and Space Journal*, vol. 55, pp. 163-174, 2009.

[33] J. E. Williams and S. R. Vukelich, « The USAF Stability and Control Digital DATCOM. Volume I. Users Manual, » McDonnell Douglas 1979 .

[34] A. Kharal and A. Saleem, « Neural Networks Based Airfoil Generation for a Given C_p using Bezier-PARSEC Parameterization, » Aerospace Science and Technology, vol. 23, pp. 330-344, 2012

Références images

Les images sont des auteurs. La licence CC de Substance s'applique.