

# **High Altitude Rotary Wing Flight Testing – Considerations in Planning Rotary Wing Performance Testing for High Altitude Operations (STO-AG-300-V30)**

## **Executive Summary**

Performance charts for helicopters deployed by the NATO members were generated by flight tests scoped to cover altitudes relevant to the anticipated mission environments. The methods used to generate those graphs were robust and the models well-behaved given the domain of interest. However, during deployment of NATO aircraft to Afghanistan over the last 15 years, extremes of temperature at high altitudes were outside the domains of the models. The combined effects of weight and temperature extremes at high altitude are often not captured by these established methods of test. As a result, the actual performance is often less than that presented in the flight manual. Present approaches must be modified to capture those effects and further define the aircraft's generalized power available and power required model.

The generalized data models for power available and power required are analysed at the extremes of temperature as altitudes approach the limit where supplemental oxygen is used. The compressor reaches a limit bounded by the maximum total pressure ratio,  $P_{t3}/P_{t2}$ , attainable across the compressor. Past this limit, the pressure ratio across the compressor will decrease rapidly as will the mass flow rate. This limit is called the surge limit and must be defined during flight test. Temperature at higher altitudes affects the power required model in two ways. The rotor system reaches an aerodynamic limit when a critical amount of the retreating blade stalls or when the Mach effects on the advancing blade cause a large drag rise on the blade and increases the profile drag of the rotor system. Temperature effects at high altitude can create conditions conducive to vortex ring state.

Engine assessment at extreme temperature conditions and high altitudes will define the conditions in the generalized model where the surge boundary occurs. Two methods exist for determining blade stall boundaries. One defines the relationship between the blade loading coefficient and the advance ratio. Varying airspeed, referred weight ( $W/s$ ) and rotor rpm provides data that defines where the blade stall boundary occurs. Once this boundary is known, it can be used to predict the limiting airspeed at a given weight and rotor rpm. The Equivalent Retreating Tip Speed or ERiTS method uses an approach similar to one used to generalize the stall speed of fixed-wing aircraft. A standard mission gross weight is chosen. Airspeed, referred weight, and rotor rpm are varied and a structural indication of blade stall is used to verify a mathematical model. Given a mission weight, altitude, and rotor rpm, an operator can determine the stall limit of the aircraft and determine the total power required for the limiting case. Many test techniques have been developed to determine the vortex ring state boundary of a helicopter; the paper references those papers.

An understanding of the effects of temperature extremes at high altitude can inform the test organization about the choice of the scope and methods for accurately capturing data to verify power required and power available performance charts for high altitude operations.

# **Essais en vol de voilure tournante à haute altitude – Considérations pour la planification des essais de performance des voilures tournantes pour les opérations à haute altitude (STO-AG-300-V30)**

## **Synthèse**

Les graphiques de performance des hélicoptères déployés par les membres de l'OTAN ont été produits à l'aide d'essais en vol à des altitudes pertinentes pour les environnements de mission prévus. Les méthodes employées afin d'établir ces graphiques étaient robustes et les modèles bien adaptés au domaine concerné. Toutefois, les aéronefs de l'OTAN déployés en Afghanistan ces 15 dernières années ont rencontré à haute altitude des conditions extrêmes de température sortant du champ des modèles. Il est fréquent que ces méthodes d'essai courantes ne tiennent pas compte des effets combinés du poids et des températures extrêmes lors du vol à haute altitude. Les performances réelles sont donc souvent inférieures à celles indiquées dans le manuel de vol. Les approches actuelles doivent être modifiées pour intégrer ces effets et définir plus précisément la puissance globale disponible et le modèle de puissance nécessaire de l'aéronef.

Les modèles de données génériques relatifs à la puissance disponible et à la puissance nécessaire sont analysés aux extrêmes de température, lorsque l'altitude s'approche de la limite où l'apport d'oxygène est nécessaire. Le compresseur atteint une limite liée au rapport de pression totale maximum,  $P_{t3}/P_{t2}$ , qui peut être obtenu dans le compresseur. Passée cette limite, le rapport de pression dans le compresseur diminuera rapidement, tout comme le débit massique. Cette limite est appelée limite de pompage et doit être définie pendant l'essai en vol. La température à haute altitude modifie de deux façons le modèle de la puissance nécessaire. Le système de rotor atteint une limite aérodynamique lorsqu'une portion critique de la pale reculante décroche ou lorsque l'effet Mach sur la pale avançante provoque une forte hausse de la traînée de la pale et augmente la traînée de profil du système de rotor. La température à haute altitude peut créer des conditions propices à la formation d'un anneau tourbillonnaire.

L'évaluation du moteur en conditions de température extrême et à haute altitude définira les conditions du modèle générique dans lesquelles la limite de pompage survient. Il existe deux méthodes pour déterminer la limite de décrochage des pales. La première consiste à définir la relation entre le coefficient de charge de pale et le paramètre d'avancement. La vitesse anémométrique, la masse de référence ( $W/s$ ) et le régime du rotor qui varient fournissent des données qui définissent la zone dans laquelle la limite de décrochage des pales est atteinte. Une fois que cette limite est connue, elle peut servir à prédire la vitesse anémométrique limite pour une masse et un régime de rotor donnés. L'autre méthode, appelée ERiTS (*Equivalent Retreating Tip Speed*) suit une approche similaire à celle utilisée pour généraliser la vitesse de décrochage des aéronefs à voilure fixe. Un poids total en charge de mission standard est choisi. La vitesse anémométrique, la masse de référence ( $W/s$ ) et le régime du rotor sont modifiés et une indication structurelle du décrochage de pale sert à vérifier un modèle mathématique. Avec un poids, une altitude et un régime de rotor donnés en mission, un opérateur peut déterminer la limite de décrochage de l'aéronef et la puissance totale nécessaire pour le cas limite. De nombreuses techniques d'essai ont été développées pour déterminer la limite de formation d'un anneau tourbillonnaire d'un hélicoptère ; l'article les cite en référence.

La compréhension des effets des températures extrêmes à haute altitude peut informer l'organisation chargée des essais sur la portée et les méthodes adaptées à un enregistrement précis des données, dans le but de vérifier les graphiques de performance de la puissance requise et de la puissance disponible dans les opérations à haute altitude.