Hypersonic Boundary-Layer Transition Prediction
(STO-TR-AVT-240)

Executive Summary

Hypersonic boundary-layer transition can have dramatic effects on aeroheating and control authority, yet it remains very difficult to predict, even after half a century of research. Applications include missiles for time-critical strike, hypersonic cruise vehicles, reusable launch and re-entry vehicles, and missile-defence interceptors. Although researchers have been working toward mechanism-based prediction methods for several decades, designers are still using empirical methods, and there is a need to narrow the gap between the two groups. Recently, quiet hypersonic wind tunnels have become available to the research community, high enthalpy facilities have been used to obtain useful data related to instability and transition, and some high-quality flight data were accumulated. Moreover, new instrumentation has been developed for identification and analysis of the instability mechanisms that lead to transition. Also, sophisticated new computational capabilities have shown progress to the point where computations of the Parabolized Stability Equations are becoming a state-of-the-art engineering method, at least for perfect-gas flows, and Direct Numerical Simulation (DNS) of the transition processes is now feasible. DNS even allows taking into account the freestream disturbance environment, when known. It appears that definitive progress on the difficult problem of hypersonic boundary layer transition is possible by coordinating the various international research efforts.

Hypersonic transition can be caused by several different mechanisms, is affected by various freestream and surface perturbations, and can occur under a variety of flow conditions. In order to develop mechanism-based methods for prediction and control, generic geometries need to be investigated in order to understand the various instabilities that may occur in each case, how they cause transition, and their sensitivity to the flow parameters. Accordingly, the activities of the AVT-240 Task Group were divided into multiple Subtasks. Each Subtask represented an important building block in the overall problem of hypersonic transition, wherein several experts from various NATO nations embarked in cooperative research, each with their own financial support. A number of researchers worked on multiple Subtasks, using similar facilities, instrumentation, and computer codes, yielding a significant overlap as well as synergy between the different Subtask Teams. These subtasks covered:

- Second-mode transition on slender geometries in quiet and conventional ground based facilities;
- Cross-flow transition on conical geometries at wind tunnel flow conditions;
- Mechanism of windside forward transition on sharp and blunted cones at angle of attack; and
- Mechanism of boundary layer transition on nonablating capsules and its sensitivities.

As described in this document, substantial progress was achieved in addressing these major problems in hypersonic transition.

Prédiction de la transition de la couche limite hypersonique

(STO-TR-AVT-240)

Synthèse

La transition de la couche limite hypersonique peut avoir des effets spectaculaires sur l'échauffement aérodynamique et l'action sur les commandes de vol, mais elle reste très difficile à prédire, même après un demi-siècle de recherches. Les applications concernent notamment les missiles pour les frappes critiques, les véhicules de croisière hypersoniques, les véhicules réutilisables de lancement et de rentrée, ainsi que les intercepteurs antimissiles. Bien que les chercheurs travaillent depuis plusieurs décennies à des méthodes de prédiction basées sur des mécanismes, les concepteurs utilisent toujours des méthodes empiriques et il est nécessaire de combler le fossé entre ces deux groupes d'acteurs. Depuis peu, la communauté de la recherche a accès à des souffleries hypersoniques à faibles turbulences, elle utilise des installations à haute enthalpie pour obtenir des données utiles liées à l'instabilité et la transition, et elle a accumulé des données de vol de grande qualité. Par ailleurs, une nouvelle instrumentation a été développée pour l'identification et l'analyse des mécanismes d'instabilité qui mènent à la transition. En outre, les nouvelles capacités de calcul sophistiquées ont progressé au point que le calcul des équations de stabilité parabolisées devient une méthode d'ingénierie de pointe, au moins pour les écoulements de gaz parfait, et que la simulation numérique directe (DNS) des processus de transition est désormais faisable. La DNS permet même de tenir compte de l'environnement de turbulence en écoulement libre, lorsque celui-ci est connu. Il semble que des progrès définitifs soient possibles sur l'épineux problème de la transition de la couche limite hypersonique, grâce à la coordination des divers travaux de recherche internationaux.

La transition hypersonique peut être provoquée par plusieurs mécanismes différents, subit l'influence de divers écoulements libres et perturbations de surface, et peut se produire dans diverses conditions d'écoulement. Le développement de méthodes de prédiction et de contrôle basées sur des mécanismes passe par l'étude des géométries générales, qui permettent de comprendre les diverses instabilités susceptibles de survenir dans chaque cas, la façon dont elles provoquent la transition, ainsi que leur sensibilité aux paramètres d'écoulement. En conséquence, les activités du groupe de travail AVT-240 ont été divisées en multiples tâches secondaires. Chaque tâche secondaire représentait un module important du problème global de la transition hypersonique, pour lequel plusieurs experts de divers pays de l'OTAN se sont engagés dans des recherches en coopération, chacun avec leur propre soutien financier. Un certain nombre de chercheurs ont travaillé à de multiples tâches secondaires, en utilisant des installations, une instrumentation et des codes informatiques similaires, ce qui a produit un chevauchement important des travaux et une synergie entre les différentes équipes. Les tâches secondaires étaient les suivantes :

- La transition de second mode sur les géométries plus effilées dans les installations terrestres conventionnelles et à faibles turbulences ;
- La transition transversale sur les géométries coniques en conditions d'écoulement des souffleries ;
- Le mécanisme de transition vers l'avant sur l'intrados sur les cônes effilés et émoussés à l'angle d'attaque ; et
- Le mécanisme de transition de la couche limite sur des capsules non érodables et ses sensibilités.

Ainsi que ce document le décrit, des progrès sensibles ont été réalisés dans le traitement de ces problèmes majeurs de la transition hypersonique.