

ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT--ETC F/6 20/4
COMPUTATION OF VISCOUS-INVISCID INTERACTIONS (LE CALCUL DE L'IN--ETC(U)
OCT 81 J C LE BALLEUR
AGARD-AR-171 NL

NL

END
DATE
FILMED
* 82
DTIC

AD A107730

LEVEL

AGARD-AR-171(French and English)

AGARD-AR-171(French and English)

AGARD

ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH & DEVELOPMENT

7 RUE ANCELLE 92200 NEUILLY SUR SEINE FRANCE

AGARD ADVISORY REPORT No. 171

**Technical Evaluation Report
on the
Fluid Dynamics Panel Symposium
on
Computation of Viscous-Inviscid Interactions**

**Le Calcul de L'Interaction
Fluide Parfait-Fluide Visqueux**

DISTRIBUTION STATEMENT A

Approved for public release
Distribution Unlimited

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION



DTIC FILE COPY

DISTRIBUTION AND AVAILABILITY
ON BACK COVER



AGARD-AR-171
(French and English)

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION
ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT
(ORGANISATION DU TRAITE DE L'ATLANTIQUE NORD)

AGARD Advisory Report No.171
TECHNICAL EVALUATION REPORT
on the
FLUID DYNAMICS PANEL SYMPOSIUM
on
COMPUTATION OF VISCOUS-INVISCID INTERACTIONS
LE CALCUL DE L'INTERACTION FLUIDE PARFAIT-FLUIDE VISQUEUX
by
J.C.Le Balleur
Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA)
29 Avenue de la Division Leclerc
92320 Châtillon, France

This Advisory Report was produced at the request of the Fluid Dynamics Panel of AGARD.

THE MISSION OF AGARD

The mission of AGARD is to bring together the leading personalities of the NATO nations in the fields of science and technology relating to aerospace for the following purposes:

- Exchanging of scientific and technical information;
- Continuously stimulating advances in the aerospace sciences relevant to strengthening the common defence posture;
- Improving the co-operation among member nations in aerospace research and development;
- Providing scientific and technical advice and assistance to the North Atlantic Military Committee in the field of aerospace research and development;
- Rendering scientific and technical assistance, as requested, to other NATO bodies and to member nations in connection with research and development problems in the aerospace field;
- Providing assistance to member nations for the purpose of increasing their scientific and technical potential;
- Recommending effective ways for the member nations to use their research and development capabilities for the common benefit of the NATO community.

The highest authority within AGARD is the National Delegates Board consisting of officially appointed senior representatives from each member nation. The mission of AGARD is carried out through the Panels which are composed of experts appointed by the National Delegates, the Consultant and Exchange Programme and the Aerospace Applications Studies Programme. The results of AGARD work are reported to the member nations and the NATO Authorities through the AGARD series of publications of which this is one.

Participation in AGARD activities is by invitation only and is normally limited to citizens of the NATO nations.

The content of this publication has been reproduced directly from material supplied by AGARD or the author.

Published October 1981

Copyright © AGARD 1981
All Rights Reserved

ISBN 92-835-0300-7

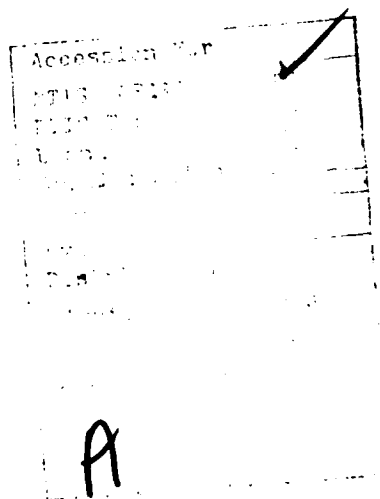


*Printed by Technical Editing and Reproduction Ltd
Harford House, 7-9 Charlotte St, London, W1P 1HD*

TABLE DES MATIERES

	Page
1. INTRODUCTION	1
2. ANALYSE GENERALE	1
2.1 Niveaux d'approximation des calculs	1
2.2 Approximations intermédiaires entre couplage faible et couplage fort (niveau 2)	2
2.3 Recherche d'approximations de couplage fort (niveau 3)	3
2.4 Calculs incluant des décollements de couche mince	3
2.5 Calcul des profils et des ailes – Méthodes numériques de couplage	4
2.6 Autres types d'approches	4
3. COMMENTAIRES PARTICULIERS	4
3.1 Utilisation de l'équation du potentiel	4
3.2 Utilisation de méthodes intégrales pour le calcul des couches limites	5
3.3 Effet de courbure des sillages	5
3.4 Interaction choc-couche limite	5
3.5 Besoins d'expériences de référence pour le contrôle des codes opérationnels	5
3.6 Orientations futures	6
4. CONCLUSIONS ET RECOMMANDATIONS	6
5. REFERENCES	6

Contents in English overleaf



CONTENTS

	Page
1. INTRODUCTION	9
2. GENERAL ANALYSIS	9
2.1 Approximation levels of computations	9
2.2 Intermediate approximations between weak coupling and strong coupling (level 2)	10
2.3 Search for strong coupling approximations (level 3)	11
2.4 Computation including thin layer separations	11
2.5 Computation of airfoils and wings — Numerical coupling methods	12
2.6 Other types of approach	12
3. PARTICULAR COMMENTS	12
3.1 Use of the potential equation	12
3.2 Use of integral equations	13
3.3 Wake curvature effect	13
3.4 Shock-boundary layer interaction	13
3.5 Operational codes and the necessity of experimental checking	13
3.6 Outlook for running and further works	13
4. CONCLUSIONS AND RECOMMENDATIONS	14
5. REFERENCES	14

RAPPORT D'EVALUATION TECHNIQUE
DU SYMPOSIUM ORGANISE PAR LA COMMISSION DE DYNAMIQUE DES FLUIDES
DE L'AGARD SUR
LE CALCUL DE L'INTERACTION FLUIDE PARFAIT-FLUIDE VISQUEUX

J.C. LE BALLEUR

Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA)
29, avenue de la Division Leclerc - 92320 CHATILLON - FRANCE

1. INTRODUCTION -

Du 29 septembre au 1er octobre 1980, la Commission de Dynamique des Fluides de l'AGARD, présidée par le Dr. Orlik-Ruckemann, a organisé un Symposium sur le "Calcul de l'Interaction Fluide Parfait-Fluide Visqueux" dans les locaux de l'Air Force Academy des Etats-Unis. à Colorado-Springs, Colorado, USA. La grande qualité de sa préparation technique et matérielle a été ressentie par tous les participants.

Le Symposium était organisé par un Comité de Programme international, dirigé par M. l'Ing. en Chef B. MONNERIE et par le Dr. B. QUINN qui ont également contribué à la présidence des Sessions et de la Discussion finale.

Les quatre conférences générales et les 27 communications présentées sont représentatives des recherches numériques orientées vers le calcul des écoulements de fluide visqueux à grands nombres de Reynolds au moyen de méthodes dites "interactives", réalisant un couplage entre le calcul des couches visqueuses et le calcul du fluide parfait externe.

Les communications ont en pratique été regroupées dans les trois sessions suivantes :

- I - Ecoulements non décollés - Concept de couche mince.
- II - Forte interaction en régime turbulent sans décollements étendus.
- III - Ecoulements décollés.

Comme l'ont montré le détail des exposés et la discussion de Table Ronde, ces trois types de préoccupations ont en fait été présentes dans de nombreuses communications au cours des trois sessions. Cette répartition constitue donc davantage une indication sur trois aspects d'un même problème encore imparfaitement résolu, notamment en ce qui concerne les questions de forte interaction et de décollement, plutôt que la présentation de trois voies de recherche distinctes.

L'ensemble des textes associés aux Conférences et aux communications est publié dans l'"AGARD Conference Proceeding n° 291", "Computation of Viscous-Inviscid Interactions". Ce document étant déjà disponible pour une étude approfondie des exposés, ainsi que de la discussion de Table Ronde, l'objectif du présent rapport se limite à une analyse globale succincte des communications présentées, ainsi qu'à l'examen des conclusions et des recommandations qui peuvent s'en dégager.

2. ANALYSE GENERALE -

2.1 - Niveaux d'approximation des calculs -

Les motivations de ce Symposium étaient d'évaluer les possibilités qui seront offertes à court et moyen termes par les méthodes numériques pour le calcul et l'optimisation des performances aérodynamiques, dans l'hypothèse d'une analyse des écoulements en fluide visqueux ne s'appuyant pas sur une résolution directe des équations de Navier-Stokes moyennées appliquées à tout le fluide. Ce souci correspond à l'idée que le coût des résolutions globales "Navier-Stokes" sur des maillages adaptés aux grands nombres de Reynolds, et l'incertitude des modèles de turbulence mis en jeu, feront de ces méthodes un outil de prévision opérationnel à plus long terme, notamment en écoulement tridimensionnel.

Une évaluation succincte des approximations numériques utilisables en fluide visqueux laminaire ou turbulent aux grands nombres de Reynolds est donnée par la Conférence du Pr. Kline [22] et par celle d'introduction générale, Le Balleur [1]. Leur synthèse conduit en résumé à dégager les 4 niveaux d'approximation suivants :

1 - Fluide parfait

- 2a - Fluide Parfait + corrélations empiriques adimensionnelles
- 2b - Fluide Parfait + couches limites (couplage faible)
- 2c - Approximations parabolisées des équations de Navier-Stokes
- 2d - Fluide Parfait + zones décollées isobares

- 3a - Fluide Parfait + couches visqueuses minces (couplage fort)
- 3b - Fluide Parfait + zones Navier-Stokes (couplage fort)

4 - Résolutions directes globales des équations de Navier-Stokes :

- 4a - Equations moyennées + modèle de turbulence
- 4b - Equations filtrées (simulation des grosses structures turbulentes).
- 4c - Equations complètes (simulation numérique de la turbulence).

Il faut ajouter à ces approximations numériques les études analytiques complémentaires, asymptotiques ou non-asymptotiques, développées pour les problèmes d'interaction couche limite-onde de choc ou de bord de fuite, qui peuvent être rattachées au niveau d'approximation 3 des méthodes de couplage fort.

La plupart des approximations pratiquement utilisées relèvent actuellement des niveaux 1 et 2. Le bénéfice des progrès récents réalisés dans les méthodes numériques relatives aux écoulements de fluide parfait pourrait être utilisé au niveau 3, qui représente le seuil à partir duquel tous les phénomènes de forte interaction visqueuse contenus dans les équations de Navier-Stokes moyennées peuvent être modélisés, au moins qualitativement.

Le niveau 3a correspond aux objectifs du présent Symposium. Sa mise à l'état opérationnel est attendue par le groupe de Stanford pour le courant de la prochaine décennie [22]. Ce niveau 3a inclut, comme les niveaux 3b et 4, la possibilité de calculer les écoulements avec ou sans décollements dans la limite de précision des équations de couche mince adoptées, la modélisation allant des équations de Prandtl aux équations de Navier-Stokes, objets des méthodes de couplage du niveau 3b. Le Symposium montre que l'état de l'art se situe actuellement à un stade intermédiaire entre les niveaux 2b, 2d, 3a.

2.2 - *Approximations intermédiaires entre couplage faible et couplage fort (niveau 2) -*

Compte tenu de l'orientation du symposium vers les méthodes numériques, peu de présentations ont été consacrées au niveau 2a et à l'exploitation de corrélations expérimentales, mentionnées cependant par Gersten et al [23] pour les problèmes de recouvrements subsoniques. Implicitement, les corrélations empiriques sont également présentes dans les modélisations les plus simples développées pour l'interaction onde de choc-couche limite, en régime turbulent transsonique, dans lesquelles on admet que le fluide parfait est perturbé par une "rampe visqueuse équivalente" dont l'angle de déflexion maximale se situe sur le plan de l'hodographe entre la déviation maximale et la déviation sonique. Les progrès numériques effectués sur cette approche ont été indiqués par Wai, Yoshihara [9], Jou, Murman [15]. Une approximation de même nature est utilisée par Desopper, Grenon [5]. Elle est citée par Stanewsky et al. [4] pour l'exploitation de la méthode de Inger [18]. Implicitement, le recours à des corrélations expérimentales est encore présent dans certaines relations de fermeture utilisées pour le calcul des couches limites, ainsi que dans les modèles simples de niveaux 2b, 2d, qui sont fréquemment incorporés pour restituer les effets globaux des petits décollements de bord de fuite, ou des bulbes laminaires courts de bord d'attaque [6, 19, 25].

Aux niveaux d'approximation 2b, 2d, les couches visqueuses sont calculées à partir des équations de Prandtl, résolues pour une distribution de pression externe fixée. Elles sont couplées à l'écoulement de fluide parfait externe par des procédures approchées, dites de couplage faible. Ces procédures maintiennent une influence dominante du fluide parfait externe sur la solution finale, soit en vertu de théories asymptotiques de faible interaction, soit en raison de l'emploi d'algorithmes de couplage fort non convergés, soit encore par des techniques de lissage arbitraires sur l'effet de déplacement. Les principaux obstacles de ces approches sont la génération bien connue de solutions singulières au voisinage du décollement, ainsi que la suppression du phénomène d'influence amont en écoulement visqueux supersonique, c'est-à-dire en pratique l'incapacité au calcul et au positionnement des interactions couche limite-onde de choc [1].

Sur les singularités de décollement et leur suppression par des méthodes de résolution inverses, dans le cas des méthodes intégrales d'entraînement, une synthèse des résultats analytiques acquis par les deux groupes de l'ONERA, [1] [14], sur les équations bidimensionnelles stationnaires ou instationnaires, et tridimensionnelles stationnaires, est donnée par Cousteix, Houdeville [14]. Elle rappelle que l'utilisation de méthodes de couche limite à pression externe imposée comme indicateur de décollement ajoute aux approximations du modèle de calcul les insuffisances d'une résolution mathématiquement hasardeuse. Il semble cependant que cette difficulté puisse parfois être surmontée dans l'approximation de niveau 2d, qui correspond à la modélisation non-visqueuse de décollements isobares pour les régimes de décrochage, ainsi qu'en témoignent les résultats de Carlson [26] pour les profils et voilures subsoniques. De même, en écoulement bidimensionnel instationnaire, Desopper et Grenon [5] démontrent la possibilité d'obtenir des solutions de couplage faible jusqu'au voisinage du décollement sur des profils ou des pales d'hélicoptères en écoulement incompressible ou transsonique. En écoulement tridimensionnel stationnaire sur des corps élancés, Fiddes [30] démontre par contre, en étudiant les écoulements coniques, que la détermination des lignes de décollement à l'origine des nappes tourbillonnaires au moyen de méthodes de couche limite traditionnelles de faible interaction n'est probablement plus acceptable, même si les lignes de séparation sont reconsidérées de manière itérative. L'addition d'une méthode de forte interaction, couche limite couplée ou présentement [30] modèle asymptotique en triple couche, semble être indispensable.

Dans le cas mieux connu des écoulements bidimensionnels stationnaires, qui ont servi de support à la quasi-totalité des présentations de ce Symposium, l'importance du recours à des méthodes de couplage fort pour la détermination correcte des points de décollement est illustrée par les comparaisons de calculs de couche limite "interactifs" et de calculs de couche limite classique, comme celles effectuées par Gersten et al. [23] pour l'écoulement incompressible sur une marche descendante émoussée, ou par Fortunato [27] dans le cas d'une rampe de compression supersonique.

Le souci d'effectuer des calculs de couche limite interactifs est évident dans les méthodes de calcul classiques des profils d'ailes, où les techniques de résolution de l'équation du potentiel incluent une itération directe sur un calcul d'épaisseur de déplacement. Bien que ces méthodes interdisent une évaluation non-empirique des décollements, et que les techniques numériques de couplage effectivement mises en jeu ne garantissent pas une capacité systématique à résoudre les phénomènes de couplage fort, de bord de fuite ou de sillage, divers progrès dans cette approche sont mis en évidence par le Symposium. Le développement des méthodes de singularités est utilisé par Oskam [19], Butter et Williams [25] pour le calcul des profils multi-corps en incompressible. L'extension des méthodes de relaxation pour l'équation complète du potentiel est indiquée par Rosch et Klevenhagen [7], par Leicher [6], pour le calcul de profils multi-corps en régime transsonique. Une technique inverse de génération de profils supercritiques sans choc avec effet de couche limite est donnée par Nebeck et al. [3].

Enfin, Stanewsky et al. [4] utilisent la méthode de Inger [18] pour améliorer la prévision de l'épaisseur de déplacement dans l'interaction couche limite-onde de choc sur profils transsoniques, le couplage au fluide parfait étant toutefois lissé par une représentation polynomiale du déplacement.

2.3 - Recherche d'approximations de couplage fort (niveau 3) -

Dans la limite de validité des équations retenues pour le calcul de l'épaisseur de déplacement, la convergence d'une itération sur l'épaisseur de déplacement peut conduire à la réalisation d'une méthode de couplage fort du niveau d'approximation 3a. Il suffit essentiellement [1], que d'une part la relation de couplage soit consistante et dépourvue de modèle de lissage, et que d'autre part les échelles de discrétisation numérique soient suffisamment fines, en cas de bulbes de décollement par exemple.

Une première conclusion importante pour la classification des méthodes de calcul du fluide visqueux consiste donc à dissocier le concept de couplage faible et celui d'effet de déplacement. Les conférences générales du Symposium, Lock [2], Le Bailleur [1], attirent de surcroît l'attention sur la nécessité de ne pas assimiler le concept de déplacement de forte interaction à l'idée tacite d'approximation de couche mince, d'hypothèses de couche limite, ou d'équations de Prandtl. Il ressort en particulier [1] [2] que, moyennant le calcul d'un écoulement de fluide parfait fictif superposé à l'écoulement réel au sein des couches visqueuses, il est possible de définir rigoureusement le déplacement ainsi que la relation de couplage jusqu'au niveau d'analyse 3b, correspondant au couplage des équations de Navier-Stokes.

Dans les méthodes de couplage fort du niveau 3a, les approximations de couche mince qui sont retenues pour les équations des couches visqueuses se répercutent pour une part sur la précision du calcul de l'effet de déplacement. Elles altèrent de plus l'évaluation du champ de pression dans les couches visqueuses et par conséquent le couplage en effet de courbure des sillages [2] [10] [11], notamment au voisinage des bords de fuite. Les progrès en ces domaines sont recherchés pour une part dans la confrontation à l'expérience de modèles mathématiques faisant appel tantôt à une couche limite unique [1] [2] [11] [13], tantôt à une ou plusieurs sous-couches [10] [17] [18]. Les progrès sont recherchés pour une autre part dans la détermination de développements asymptotiques rationnels pour les solutions des équations de Navier-Stokes à la limite infinie du nombre de Reynolds, dans l'hypothèse d'une extrapolation possible aux nombres de Reynolds usuels [10] [16].

Pour les modèles utilisant une couche limite unique, la conférence d'introduction générale [1] développe la possibilité de traiter les gradients de pression normaux des couches visqueuses en s'appuyant sur une formulation déficitaire des équations par rapport à un écoulement de fluide parfait fictif superposé. Le procédé élimine en particulier les anomalies de couches supercritiques au sens de Crocco-Lees, même si l'on se limite à un niveau d'approximation du premier ordre. Il apparaît par ailleurs souhaitable [1] [2] que les corrections visqueuses de "courbure", qui donnent accès aux approximations d'ordre supérieur du champ de pression, soient évaluées à partir de la courbure moyenne des lignes de courant induite dans le fluide parfait par l'effet de déplacement de forte interaction. Un calcul couplé du proche sillage visqueux respectant sa dissymétrie semble de ce fait indispensable [1]. Cette modélisation constitue le fondement théorique des analyses de couplage fort utilisant des méthodes intégrales pour calculer les couches visqueuses [1] [11]. Au premier ordre d'approximation, une technique de même nature est indiquée par Wilmoth et Dash [13] pour évaluer les effets visqueux des problèmes d'arrière-corps avec jets.

Sur les modèles asymptotiques multi-couches développés pour les problèmes de bord de fuite ou d'interaction couche limite - onde de choc en régime transsonique turbulent, une excellente revue à caractère synthétique est donnée par la conférence générale de Melnik [10], que complète la présentation de Adamson et Messiter [16]. Supposant que la théorie asymptotique de couplage faible reste valable en dehors des domaines de forte interaction dont elle détermine les conditions initiales, les modèles asymptotiques locaux complémentaires indiquent, sauf rare exception, l'importance du gradient de pression normal dans la couche visqueuse turbulente, ainsi que le rôle relativement passif des sous-couches visqueuses. Les résultats analytiques de Melnik et al. pour les bords de fuite minces et exempts de décollement peuvent être couplés à une méthode de couche limite interactive dans les calculs de profils transsoniques [10]. En revanche, l'exploitation des modèles asymptotiques pour l'interaction sous le choc reste plus difficile, dans le cas des profils transsoniques, dans la mesure où les effets visqueux réduisent le niveau global de recompression et éloignent de la situation asymptotique de choc fort.

Les modèles non-asymptotiques à deux couches se rattachant aux concepts de Lighthill sont évoqués par la Conférence de Melnik [10] ainsi que par les présentations de Bohning et Zierep [17] et de Inger [18]. De même que dans les théories asymptotiques il s'agit de modèles locaux, utilisables seulement au voisinage des interactions couche limite - onde de choc, et négligeant la viscosité dans la partie externe de la couche visqueuse. Une différence essentielle réside par contre dans le rôle déterminant accordé ici à la sous-couche visqueuse. Les résultats récents [17] [18] sont donnés sous forme d'étude paramétrique incluant les problèmes de courbure de paroi et de décollement naissant.

2.4 - Calculs incluant des décollements de couche mince -

Les modèles multi-couches disponibles pour les écoulements turbulents, asymptotiques ou non-asymptotiques, perdent leur validité en cas de décollements, même s'ils se limitent à de petits bulbes. Présentement, seuls les modèles à couche limite unique permettent d'aborder le calcul des décollements turbulents.

La modélisation la plus simple repose sur la résolution "interactive" des équations de Prandtl et d'un écoulement potentiel externe raccordé. Elle serait consistante dans le cas laminaire avec le modèle asymptotique en triple couche. Des résultats de ce type sont recherchés pour des phénomènes d'interaction locale, en écoulement incompressible [12] [20] [21] ou supersonique d'onde simple [27] [28] [29], la perturbation de l'écoulement externe de l'écoulement pouvant alors être calculée d'une façon explicite, ou par l'intermédiaire d'intégrales de Cauchy. Cebeci et al. [20] étudient le décollement au bord d'attaque d'un profil elliptique en incidence et obtiennent des solutions en analogie avec l'éclatement des petits bulbes laminaux ou transitionnels. Gleyzes et al. [21] s'appuient sur une étude expérimentale détaillée de bulbes transitionnels

4

au bord d'attaque d'un profil pour définir un modèle empirique approché, permettant un calcul de la transition dans les bulbes courts avec effet de couplage local. Ardouveau et al. [28] calculent le décollement turbulent sur une rampe supersonique par une technique itérative utilisant une résolution inverse des équations de Prandtl. La discussion numérique du choix optimal de la méthode inverse confirme l'importance du report à la paroi de la condition de couplage, procédé connu pour éliminer les comportements supercritiques [1].

Des modèles de forte interaction à couche limite unique plus généraux, capables d'un calcul des régions de décollement, sont en cours de développement pour les écoulements complexes autour de profils [1] [9] [11]. Des calculs transsoniques dans l'approximation des petites perturbations sont indiqués par Wai et Yoshihara [9], le décollement au pied du choc restant toutefois assujéti à une modélisation de rampe visqueuse équivalente. Des calculs fondés sur la résolution de l'équation complète du potentiel, couplée à une méthode intégrale qui modélise l'écart entre fluide parfait fictif et fluide réel, ont pu être réalisés, Le Balleur [1]. Ils incluent le calcul et le positionnement des sillages dissymétriques, le calcul des bulbes de décollement sur le profil ou au bord de fuite, à l'exception des décollements sous le choc en régime transsonique. Les progrès obtenus par Néron dans la définition d'une méthode de singularités numériquement bien conditionnée, dans le cas des profils à bord de fuite anguleux ou effilés, ont permis d'adapter la méthode précédente au calcul de profils multi-corps avec bulbes de décollements multiples, en écoulement incompressible [11].

2.5 - Calcul des profils et des ailes - Méthodes numériques de couplage -

Les méthodes de calcul des profils transsoniques ayant atteint un stade de développement plus opérationnel prennent en compte généralement les effets de déplacement et de courbure du sillage, mais ne sont pas en mesure de calculer les décollements. Des éléments d'analyse sont indiqués dans les conférences de Melnik [10], Le Balleur [1]. Une revue plus complète a été donnée par la Conférence de Lock [2], présentée par le Dr Green. Cette revue couvre également les méthodes, nettement moins nombreuses, qui ont été développées pour les voilures transsoniques, sous forme de méthodes itératives entre des calculs potentiels et des calculs de couche limite tridimensionnels. En raison des difficultés restant à résoudre en ce domaine il n'est pas encore possible de déboucher sur des méthodes de couplage fort. Néanmoins, ainsi que le démontre la présentation de Firmin [8] sur des configurations voilure-fuselage en théorie des petites perturbations transsoniques, une prise en compte très appréciable de la viscosité peut déjà être réalisée.

Les méthodes de calcul opérationnelles précédentes, destinées aux profils et voilures transsoniques en l'absence de décollement, s'appuient pour réaliser le couplage numérique entre fluide parfait et couches visqueuses sur un calcul itératif direct de l'effet de déplacement, dont la convergence est d'autant moins assurée que le décollement est plus voisin ou que le maillage de calcul est plus fin. Dans ces méthodes, la stabilité du calcul est au mieux obtenue par des techniques de sous-relaxation relativement empiriques. Les progrès récents invitent au contraire à considérer comme un élément central des méthodes de couplage fort la définition mathématique d'algorithmes de couplage numériquement stables. Une analyse du problème, ainsi qu'une revue des principales méthodes numériques déjà développées pour le couplage fort, sont données dans la Conférence d'introduction générale, Le Balleur [1]. Dans le cas bidimensionnel stationnaire, les méthodes de relaxation directes peuvent être stabilisées sans empirisme en calculant un coefficient de sous-relaxation local, tandis que des techniques de relaxation semi-inverses ou semi-implicites permettent d'aborder le couplage fort des couches limites décollées. Les présentations de Wai et Yoshihara [9], Le Balleur et Néron [11], Veldman [12], Ardouveau et al. [28] complètent l'analyse du problème.

2.6 - Autres types d'approches -

A l'écart des autres méthodes de calcul évoquées dans ce Symposium, la présentation de Ashurt et al. [24] fournit une tentative d'évaluation de méthodes lagrangiennes utilisant des particules tourbillonnaires discrètes pour simuler numériquement les décollements turbulents de grande dimension. Appliquée au recollement derrière une marche descendante et restreinte à des hypothèses de calcul bidimensionnelles, bien qu'une attrayante simulation qualitative soit obtenue, cette technique ne semble pas en mesure de recouper l'expérience pour la détermination des tensions de Reynolds, ou plus simplement pour reproduire la variation de la longueur de recollement en fonction du nombre de Reynolds.

Il semble enfin intéressant, comme peut le suggérer la conférence générale de Kline [22], de replacer le déroulement du présent Symposium dans le cadre plus vaste du calcul des écoulements turbulents complexes, qui a été choisi pour thème de la conférence de Stanford 1980-81. Celle-ci se propose de déterminer une gamme d'expérimentations détaillées couvrant des écoulements turbulents aussi divers que possible, et de les utiliser pour éprouver les méthodes numériques actuellement disponibles.

3 - COMMENTAIRES PARTICULIERS -

Des remarques plus ponctuelles peuvent être dégagées de ce Symposium en s'appuyant sur l'exemple du calcul des profils d'ailes, qui a constitué pour une bonne part le centre d'intérêt des présentations. Cet exemple cumule en effet la plupart des problèmes d'interaction visqueuse de l'aérodynamique externe transsonique bidimensionnelle, et constitue un prélude aux développements de calculs tridimensionnels.

3.1 - Utilisation de l'équation du potentiel -

La totalité des présentations s'appuie pour déterminer l'écoulement de fluide parfait externe sur la résolution de l'équation du potentiel, éventuellement simplifiée dans le cadre de l'approximation des petites perturbations transsoniques. Des progrès sont donc encore possibles en ce qui concerne le calcul de l'écoulement bidimensionnel du fluide parfait. Cette remarque est déjà confirmée par un certain nombre de

tentatives présentées dans ce Symposium pour améliorer le conditionnement numérique des méthodes de singularités, utilisées pour les profils multiples aux basses vitesses. La remarque s'applique en outre essentiellement à l'absence d'utilisation des méthodes numériques résolvant les équations d'Euler, probablement en raison de leur coût plus élevé, bien que les nombres de Mach locaux mis en jeu en fluide visqueux transsonique au voisinage du décollement naissant sous le choc rendent déjà contestable l'approximation potentielle. Cette première limitation d'origine non-visqueuse doit être présente à l'esprit dans les comparaisons à l'expérience. Elle a par ailleurs donné naissance à plusieurs écoles de pensée pour l'utilisation pratique des méthodes numériques potentielles transsoniques, fondées sur l'exploitation de techniques numériques tantôt conservatives, tantôt non-conservatives, tantôt partiellement conservatives vis-à-vis du débit masse. Cette confusion est d'autant plus délicate qu'elle interfère généralement avec l'adoption d'un traitement plus ou moins élaboré pour le couplage des effets visqueux au pied du choc, le résultat global relevant alors d'une certaine compensation d'erreur entre les deux effets. Cet obstacle théorique s'applique surtout aux techniques non-conservatives, réputées pour leurs résultats plus voisins de l'expérience en l'absence de tout effet visqueux. Les techniques conservatives convenablement couplées aux effets visqueux sous le choc paraissent à ce jour offrir une voie plus sûre pour l'évaluation difficile de la traînée.

3.2 - Utilisation de méthodes intégrales pour le calcul des couches limites -

L'une seconde remarque se dégageant des calculs de profils ou de voilure est le recours généralisé à des méthodes intégrales, le plus souvent à des méthodes d'entraînement, pour calculer les couches visqueuses turbulentes. Si cette remarque ne s'applique pas à toutes les analyses, notamment à certaines études de phénomènes visqueux locaux, si elle peut s'expliquer en premier lieu par le souci de réduire le coût du calcul numérique, notamment en vue d'une extension aux problèmes tridimensionnels, il est clair cependant que ce choix se justifie par la qualité des résultats pratiques qui peuvent être obtenus pour les profils de vitesse moyenne et pour le déplacement. Cette chance de simplification numérique paraît en outre pouvoir conduire au calcul des bulbes de décollement, ainsi qu'à l'incorporation d'un calcul d'hystérésis sur les contraintes turbulentes pour améliorer la modélisation de l'entraînement. De plus, les progrès contenus dans une formulation déficitaire des équations visqueuses par rapport à un écoulement de fluide parfait fictif superposé, [1], mettent en évidence le fait que les méthodes intégrales constituent en réalité un modèle de calcul moins restrictif que les équations de Prandtl. Leur utilisation couplée avec la résolution d'un écoulement de fluide parfait fictif prolongeant l'écoulement externe conduit en effet à une représentation approchée des gradients de pression normaux plus conforme aux équations de Navier-Stokes des couches minces. Elle tolère en particulier l'apparition d'ondes de choc internes aux couches limites.

3.3 - Effet de courbure des sillages -

L'influence de l'effet de déplacement des sillages sur le calcul de l'écoulement global est unanimement admise. Par contre, le consensus apparent sur l'importance de l'effet de courbure des sillages masque en réalité des formulations différentes, en fonction de la technique adoptée pour définir une courbure moyenne des lignes de courant. Si les diverses formulations sont sensiblement équivalentes pour le sillage lointain qui n'exerce qu'une faible influence, un traitement dissymétrique du proche sillage est par contre probablement nécessaire à la réalisation correcte d'un calcul de forte interaction, ce calcul supposant en outre l'emploi d'un algorithme de couplage stable et dépourvu de lissage. Ces difficultés expliquent vraisemblablement qu'un véritable consensus ne soit pas encore atteint pour la prise en compte des effets visqueux de bord de fuite en régime turbulent, à l'exception du passage à la limite infinie du nombre de Reynolds. Les conséquences sur l'évaluation pratique de la traînée semblent pouvoir être importantes.

3.4 - Interaction choc-couche limite

Les avis divergent aussi sur le choix d'un traitement pratique de l'interaction couche limite - onde de choc adapté au calcul des profils ou des voilures transsoniques. Aux incertitudes déjà mentionnées sur la technique numérique adoptée pour l'écoulement externe, s'ajoute la difficulté d'un maillage de discrétisation généralement trop grossier pour le phénomène, dont l'étendue totale est souvent inférieure à la maille de calcul. Bien qu'il soit généralement admis que les conséquences globales de ce phénomène soient moins déterminantes que celles résultant de la région de bord de fuite, les impératifs des calculs sont au moins de deux natures. Le calcul visqueux approché doit d'une part modifier fondamentalement l'évolution de la recompression sous le choc et en réduire le niveau, ce qui exclut l'utilisation directe d'un modèle asymptotique avec choc droit et qui peut exiger dans certains cas l'addition d'une technique de rampe visqueuse artificielle. Le calcul approché doit d'autre part estimer l'évolution globale de la couche limite avec une précision suffisante pour calculer valablement la région de bord de fuite. Le développement futur de résolutions à échelles plus fines, garantissant un calcul et un positionnement du phénomène, paraît toutefois indispensable, notamment en cas de décollement local.

3.5 - Besoins d'expériences de référence pour le contrôle des codes opérationnels -

En dépit de ces difficultés non-résolues, les méthodes de calcul des profils transsoniques, fondées sur la résolution de l'équation du potentiel couplée avec des méthodes intégrales pour les couches visqueuses, ont atteint un niveau opérationnel de prévision pratique, au moins en l'absence de décollement. Les performances obtenues sont supérieures à celles des méthodes de résolution directe des équations de Navier-Stokes moyennées à la fois en coût, en qualité et en densité de maillage. Ces résultats encourageants en écoulement bidimensionnel stationnaire ne doivent cependant pas masquer les lacunes évoquées plus haut, ainsi que la difficulté qu'il y a à ce niveau d'approximation pour effectuer des comparaisons objectives entre les calculs et l'expérimentation transsonique. Il serait en particulier souhaitable de disposer d'expériences de références assez purement bidimensionnelles, c'est-à-dire à peu près exemptes d'effets de parois, comportant un sondage très précis des couches limites en aval du déclenchement de la transition, dans lesquelles la comparaison au calcul pourrait être effectuée pour un nombre de Mach et une incidence déterminés sans ambiguïté, plutôt que par l'artifice très contestable d'un ajustement de la portance globale.

3.6 - Orientations futures -

Les progrès récents effectués sur les modèles mathématiques couplant fluide parfait et couches visqueuses, ainsi que sur les algorithmes numériques permettant de résoudre les problèmes de couplage fort correspondants, ont atteint le stade permettant une extension des méthodes bidimensionnelles stationnaires précédentes aux régimes des décollements de couches minces. Dans ce domaine, qui correspond aux grands coefficients de portance, aux profils multi-corps ou au buffeting transsonique, une sensibilité accrue aux modélisations turbulentes ainsi qu'au traitement de la zone de transition doit toutefois être attendue dans les performances pratiques des méthodes de calcul. Par ailleurs, un lien théorique entre ces modèles de calcul du décollement et du recollement, et les modèles plus simples à lignes de jet isobares des grands décollements paraît devoir être recherchée dans le futur.

Bien que l'essentiel de l'étude reste à accomplir, l'extension des méthodes de couplage fort s'appuyant sur une résolution en fluide parfait de l'écoulement externe et sur des méthodes intégrales pour les couches visqueuses devrait pouvoir déboucher sur le calcul pratique des écoulements tridimensionnels ou instationnaires avec décollements de couche mince. A cet effet, l'obstacle théorique et numérique le plus nouveau à franchir consiste sans doute à imaginer un modèle visqueux de forte interaction décrivant le lâcher et l'enroulement des nappes de sillage tourbillonnaires issues des corps fuselés.

4 - CONCLUSIONS ET RECOMMANDATIONS -

Le Symposium démontre clairement que l'effort consenti ces dernières années dans le domaine des méthodes numériques de calcul du fluide parfait peut être largement valorisé d'un point de vue pratique par l'addition d'une résolution complémentaire interactive des couches visqueuses.

Le travail est largement avancé en ce qui concerne les écoulements bidimensionnels stationnaires utilisant une approximation potentielle de l'écoulement externe. L'état de l'art se situe en ce domaine à un niveau intermédiaire entre des méthodes de couplage faible, des méthodes de modélisation isobare pour les grands décollements, et des méthodes de couplage fort, ces dernières étant capables de modéliser l'ensemble des phénomènes réels d'interaction visqueuse, au moins d'une manière qualitative.

Les tendances des progrès observés vont dans le sens des méthodes de couplage fort, avec le développement conjoint de modèles mathématiques couplant fluide parfait et couches visqueuses, ainsi que d'algorithmes numériques indispensables à leur résolution couplée rigoureuse. Bien que des incertitudes demeurent sur les problèmes de bord de fuite ou d'interaction couche limite-onde de choc, des méthodes opérationnelles et performantes existent pour les profils transsoniques ; on peut observer notamment l'apparition de méthodes nouvelles capables de calculer les décollements de couches minces ou de bord de fuite.

La mise en oeuvre de résolutions des équations d'Euler complètes pour l'écoulement externe paraîtrait souhaitable, d'une part pour éliminer le choix délicat entre les techniques numériques potentielles conservatives ou non-conservatives, d'autre part pour étendre le domaine d'application des méthodes de couplage fort aux problèmes d'aérodynamique interne transsonique.

Le travail est beaucoup moins développé dans le domaine des écoulements instationnaires ou tridimensionnels. Néanmoins les premiers résultats obtenus par résolution de l'écoulement de fluide parfait dans l'approximation potentielle et par addition d'un calcul couplé des couches visqueuses au moyen de méthodes intégrales paraissent démontrer la possibilité de généraliser les modèles bidimensionnels.

Les performances particulièrement encourageantes des méthodes de couplage fort en vue des applications pratiques, pour lesquelles elles constituent un outil de simulation numérique approchée des équations de Navier-Stokes en couches minces, conduit à recommander pour le futur d'associer plus systématiquement et plus étroitement le développement de ces méthodes numériques et celui des techniques de résolution des équations du fluide parfait.

De même, les développements futurs et complémentaires des méthodes de couplage fort ainsi que des techniques globales de résolution des équations de Navier-Stokes auraient probablement intérêt à être plus étroitement associés. Il en est ainsi par exemple sur les problèmes concernant la limitation des domaines de calcul "Navier-Stokes" aux seules régions visqueuses. Il apparaît en outre possible de développer de nouveaux algorithmes pour les équations de Navier-Stokes, au moins dans l'approximation des couches minces, en s'appuyant sur les techniques numériques issues des méthodes de couplage fort.

5 - REFERENCES -

AGARD CP-291

SESSION 1 - UNSEPARATED FLOWS, THIN LAYER CONCEPT

- [1] J.C. LE BALLEUR - Calcul des écoulements à forte interaction visqueuse au moyen de méthodes de couplage.
- [2] R.C. LOCK - A review of methods for predicting viscous effects on aerofoils and wings at transonic speeds.
- [3] H.E. NEBECK, A.R. SEEBASS and H. SOBIECZKY - Inviscid-viscous interactions in the nearly direct design of shock-free supercritical airfoils.
- [4] E. STANEWSKY, M. NANDANAN and G.R. INGER - The coupling of a shock boundary layer interactions module with a viscous-inviscid computation method.

- [5] A. DESOPPER et R. GRENON - Couplage fluide parfait-fluide visqueux en écoulement instationnaire bidimensionnel incompressible et transsonique.
- [6] S. LEICHER - Viscous flow simulation of high lift devices at subsonic and transonic speed.
- [7] H. ROSCH and K.D. KLEVENHUSEN - Flow computation around multi-element airfoils in viscous transonic flow.
- [8] M.C.P. FIRMIN - Calculations of transonic flow over wing/body combinations with an allowance for viscous effects.
- [9] J.C. WAI and H. YOSHIHARA - Planar transonic airfoil computations with viscous interactions.

SESSION II - TURBULENT STRONG INTERACTION WITHOUT EXTENSIVE SEPARATED FLOW REGIONS.

- [10] R.E. MELNIK - Turbulent interactions on airfoils at transonic speeds - recent developments.
- [11] J.C. LE BALLEUR et M. NERON - Calcul d'écoulements visqueux décollés sur profils d'ailes par une approche de couplage.
- [12] A.E.P. VELDMAN - The calculation of incompressible boundary layer with strong viscous-inviscid interaction
- [13] R.G. WILMOTH and S.M. DASH - A viscous-inviscid interaction model of jet entrainment
- [14] J. COUSTEIX et R. HOUEVILLE - Analogie des singularités dans les méthodes directes de calcul des couches limites tridimensionnelle stationnaire et bidimensionnelle instationnaire - Analyse des modes inverses.
- [15] W.H. JOU and E.M. MURMAN - A phenomenological model for displacement thickness effects of transonic shock wave-boundary layer interactions.
- [16] T.C. ADAMSON, Jr and A.F. MESSITER
Simple approximations for the asymptotic description of the interaction between a normal shock wave and a turbulent boundary layer at transonic speeds.
- [17] R. BOHNING and J. ZIEREP - Normal shock-turbulent boundary layer interaction at a curved wall
- [18] G.R. INGER - Some features of a shock-turbulent boundary layer interaction theory in transonic flow fields.
- [19] B. OSKAM - Computational aspects and results of low speed viscous flow about multicomponent airfoils.
- [20] T. CEBECI, K. STEWARTSON and P.G. WILLIAMS - Separation and reattachment near the leading-edge of a thin airfoil at incidence.
- [21] C. GLEYZES, J. COUSTEIX et J.L. BONNET - Bulbe de décollement laminaire avec transition - Essai de prévision avec couplage local.

SESSION III - SEPARATED FLOWS

- [22] S.J. KLINE - The 1980-81 AFOSR-HTTM-STANFORD Conference on complex turbulent flows : comparison of computation and experiment.
- [23] K. GERSTEN, H. HERWIG and P. WUSCHKUHN - Theoretical and experimental investigations of two-dimensional flows with separated regions of finite length.
- [24] W.T. ASHURST, F. DURST and C. TROPEA - Two-dimensional separated flow : experiment and discrete vortex dynamics simulation.
- [25] D.J. BUTTER and B.R. WILLIAMS - The development and application of a method for calculating the viscous flow about high lift aerofoils.
- [26] L.A. CARLSON - A direct-inverse technique for low speed high lift airfoil flowfield analysis.
- [27] B. FORTUNATO - A second order accurate numerical method for supersonic interacting boundary layer flow past a compression corner.
- [28] P. ARDONCEAU, Th. ALZIARY and D. AYMER - Calcul de l'interaction onde de choc-couche limite avec décollement.
- [29] M. NAPOLITANO and G. VACCA - Toward a spline technique for the high Reynolds number interaction (triple deck) problem.
- [30] S.P. FIDDES - A theory of the separated flow past a slender elliptic cone at incidence.
- [31] B. MASKEW, B.M. RAO and F.A. DVORAK - Prediction of aerodynamic characteristics for wings with extensive separations.

**TECHNICAL EVALUATION REPORT
OF THE AGARD FLUID DYNAMICS PANEL SYMPOSIUM
ON THE COMPUTATION OF VISCOUS-INVISCID INTERACTION**

by J.C. LE BALLEUR

*Office National d'Etudes et de Recherches Aéropatiales (ONERA)
29, avenue de la Division Leclerc - 92320 CHATILLON - FRANCE*

1. INTRODUCTION -

From 29th September to 1st October 1980, the AGARD Fluid Dynamics Panel, chaired by Dr K. Orlick Ruckemann, organized a Symposium on the "Computation of Viscous-Inviscid Interaction" at the US Air Force Academy, Colorado Springs, Col, U.S.A. The high quality of its technical and material preparation was appreciated by all participants.

The symposium was organized by an international Program Committee, headed by Chief Engineer B. MONNERIE and Dr. B. QUINN, who also chaired sessions and the final discussions.

The four general lectures and 27 papers presented surveyed current numerical research oriented towards the calculation of viscous fluid flows at high Reynolds numbers by means of so-called "interactive" methods, realizing a coupling between the computation of viscous layers and that of the external ideal fluid.

The papers were in fact grouped into the three following sessions :

- I - Unseparated flows - Thin layer concept.
- II - Turbulent strong interaction, without extensive separated flow regions.
- III - Separated flows.

As was shown in the detailed papers as well as in the Round Table Discussion preoccupations concerning these three categories were evident in many papers during each of the three sessions. This categorization thus indicates three aspects of the same problem still imperfectly solved (especially as regards strong interaction and separation) rather than three distinct avenues of research.

The complete set of texts associated with the Lectures and Papers is published in the AGARD Conference Proceedings CP 291, "Computation of Viscous-Inviscid Interaction". This document being already available for a thorough study of the papers, as well as of the Round Table discussion, the purpose of this Report is limited to a brief overall analysis of the papers presented, as well as a survey of the conclusions and recommendations that can be deduced therefrom.

2. GENERAL ANALYSIS -

2.1 - Approximation levels of computations

The purpose of this symposium was to evaluate the possibilities offered at short and medium term by numerical methods for the computation and optimization of the aerodynamic performances of aircraft within the assumption of an analysis of viscous flows that is not based on a direct solution of the averaged Navier-Stokes equations applied to the whole flow field. This viewpoint corresponds to the idea that the cost of overall "Navier-Stokes" solutions on mesh patterns adapted to high Reynolds numbers, and the uncertainty of the turbulence models involved, will make these methods an operational prediction tool at a longer term, in particular in three-dimensional flow.

A brief evaluation of the numerical approximations usable in laminar or turbulent viscous fluid at high Reynolds numbers is given by the Prof. Kline Lecture [22] and by the General Introduction Lecture, Le Balleur [1]. Their synthesis leads one, in short, to bring to light the four following levels of approximation :

- 1 - Ideal fluid
- 2a - Ideal fluid + nondimensional empirical correlations
- 2b - Ideal fluid + boundary layers (weak coupling)
- 2c - Parabolized approximations of the Navier-Stokes equations
- 2d - Ideal fluid + isobaric separated zones
- 3a - Ideal fluid + thin viscous layers (strong coupling)
- 3b - Ideal fluid + Navier-Stokes zones (strong coupling)
- 4 - Direct overall solutions of the Navier-Stokes equations :
 - 4a - Averaged equations + turbulence model
 - 4b - Filtered equations (simulation of the large turbulent structures)
 - 4c - Complete equations (numerical simulation of turbulence).

To these numerical approximations should be added complementary analytic studies, whether asymptotic or not, developed for the problems of shock-boundary layer or trailing edge interaction. These, in turn, may be related to the third level of approximation of strong coupling methods.

Most of the approximations commonly used at present, concern levels 1 and 2. The advantages of the recent progress achieved in numerical methods applied to ideal fluid flows could be used at level 3. This would constitute a threshold from which all the phenomena of strong viscous interaction contained in the averaged Navier-Stokes equations might be modelled, at least qualitatively.

Level 3a corresponds to the objectives of the present Symposium. It is expected to be brought into operational status by the Stanford team within the next decade [22]. This level 3a, as well as levels 3b and 4, include the possibility of computing flows without or with separations, within the accuracy limits of the thin layer equations adopted, the modeling extending from the Prandtl equations to the Navier-Stokes equations, subjects of the coupling methods of level 3b. The Symposium shows that the state of the art lies, at present, at an intermediate stage between levels 2b, 2d and 3a.

2.2 - Intermediate approximations between weak coupling and strong coupling (level 2)

Considering the orientation of the Symposium toward numerical methods, few papers were devoted to level 2a and to the exploitation of experimental correlations, mentioned however by Gersten et al. [23] for the problems of subsonic reattachment. Implicitly, empirical correlations are also present in the simplest models developed for the shock wave-boundary layer interactions, in turbulent transonic regime, in which it is assumed that the fluid is perturbed by an "equivalent viscous wedge" whose maximum deflexion angle is located, in the hodograph plane, between the maximum deflexion and the sonic deflexion. The numerical progress achieved in this approach has been described by Wai and Yoshihara [9], Jou and Murman [15]. An approximation of the same nature is used by Desopper and Grenon [5]. It is mentioned by Stanewsky et al. [4] for the exploitation of the Inger method [18]. Implicitly, recourse to experimental correlations is still present in some closure relationships used for the computation of boundary layers, as well as in simple models of levels 2b, 2d, which are frequently incorporated to account for the overall effects of small trailing edge separations, or of the small laminar bubbles at the leading edge [6, 19, 25].

At approximation levels 2b, 2d, the viscous layers are computed from the Prandtl equations, solved for a given external pressure distribution. They are matched to the external ideal fluid flow by approximate processes, of so-called weak coupling. These processes maintain a dominant influence of the external ideal fluid on the final solution, either because of asymptotic theories of weak interaction, or through the use of non-converged strong coupling algorithms, or again by arbitrary smoothing techniques on the displacement effect. The principal obstacles to these approaches are the well-known generation of singular solutions in the vicinity of separation, as well as the suppression of the upstream influence phenomenon in viscous supersonic flow, i.e. in practice, their inaptitude for computing and positioning shock wave-boundary layer interactions [1].

On the separation singularities and their suppression by inverse solution methods, in the case of integral methods of entrainment, a synthesis of the results acquired by the two ONERA groups, [1], [14], on two-dimensional steady or unsteady, and steady three-dimensional equations, is given by Cousteix and Houdeville [14]. It recalls that the use of boundary layers with assigned external pressure as separation indicator adds to the approximations of the computation model, the insufficiencies of a hazardous mathematical solution. It seems, however that this difficulty might sometimes be surmounted in the approximation of level 2d, which corresponds to the inviscid modeling of isobaric separations for stalling regimes, as witnessed by the results of Carlson [26] for transonic profiles, and of Maskew et al. [31] for subsonic profiles and wings. In the same manner, Desopper and Grenon [5] prove the possibility of unsteady weak coupling solutions up to the vicinity of separation on airfoils or helicopter blades in incompressible or transonic flow. In steady, three-dimensional flow on slender bodies, Fiddes [30] shows on the other hand, while studying conical flows, that the determination of the separation lines at the origin of vortex sheets by means of conventional boundary layer methods with weak interaction is probably not acceptable, even if the separation lines are reconsidered in an iterative way. The addition of a strong interaction method, coupled boundary layer or presently, [30] a triple deck asymptotic model, seems to be indispensable.

In the better known case of steady two-dimensional flows, which served as a support to almost all papers of this Symposium, the importance of using strong coupling methods for correctly determining reattachment points is illustrated by comparisons of "interactive" boundary layer computations and conventional boundary layer computations, such as those carried out by Gersten et al. [23] for the incompressible flow on a rounded backward-facing step, or by Fortunato [27] in the case of a supersonic compression ramp.

The problem of performing interactive boundary layer computations is obvious in the conventional methods for computing wings profiles, where the techniques for solving the potential equation include a direct iteration on the boundary layer displacement thickness. Although these methods preclude a non-empirical evaluation of the separations, and the numerical coupling techniques actually implemented do not guarantee a systematic capacity for solving the strong interactions, the trailing edge or the wake phenomena, some progress in this approach is brought to light by the Symposium. The development of panel methods is used by Oskam [19], Butter and Williams [25], for the computation of multicomponent airfoils in incompressible flow. The extension of relaxation methods for the complete potential equation is indicated by Rosch and Klevenhusen [7], by Leicher [6], for the computation of multicomponent airfoils in transonic regime. An inverse technique for generating supercritical profiles without shock, with boundary layer effect, is given by Nebeck et al. [3]. Lastly, Stanewsky et al. [4] use the Inger method [18] to improve the prediction of the displacement thickness in the shock wave - boundary layer interaction on transonic airfoils, the coupling to the ideal fluid being however, smoothed by a polynomial representation of the displacement.

2.3 - *Search for strong coupling approximations (level 3)*

Within the validity limits of the equations retained for the computation of the displacement thickness, the convergence of an iteration on displacement thickness may lead to the realization of a strong coupling method of approximation level 3a. Essentially, [1], it is sufficient that on the one hand, the coupling relationship be consistent and deprived of smoothing model, and on the other hand, the numerical discretization scales be sufficiently fine, in case of separation bubbles, for instance.

A first important conclusion for the classification of viscous flows computation methods thus consists of dissociating the weak coupling concept from that of displacement effect. The general lectures of the Symposium, Lock [2], Le Balleur [1], emphasize moreover the necessity of not assimilating the strong interaction displacement concept with a tacit approximation of thin layer, of boundary layer assumptions, or of Prandtl equations. It appears, in particular, [1, 2], that provided the computation of a fictitious ideal fluid flow is superposed to the real flow within the viscous layers, it is possible to define strictly the displacement as well as the coupling relationship up to the analysis level 3b, corresponding to the coupling of the Navier-Stokes equations.

In the strong coupling methods of level 3a, the thin layer approximations that are retained for the viscous layer equations have a first impact on the precision of the displacement effect computation. Moreover, they alter the evaluation of the pressure field in the viscous layers, and consequently the coupling "curvature effect" of the wakes [2] [10] [1], particularly in the vicinity of the trailing edges. Progress in this field is sought in part, by the comparison with experiments of mathematical models calling upon either a single boundary layer [1] [2] [11] [13] or one or several sublayers [10] [1] [18].

Progress is also sought by the determination of rational asymptotic development for the solutions of the Navier-Stokes equations in the limiting case of an infinite Reynolds number, within the assumption of a possible extrapolation to usual Reynolds numbers [10] [16]. For the models using a single boundary layer, the introductory general lecture [1] develops the possibility of treating the normal pressure gradient of the viscous layers, on the basis of a "defect formulation" of the equations relative to a superposed fictitious flow of ideal fluid. The process eliminates in particular, the anomalies of supercritical layers in the sense of Crocco-Lees, even if it is limited to an approximation level of the first order. It also appears desirable [1] [2] that the viscous corrections of "curvature", which give access to the higher order approximations of the pressure field, be evaluated from the mean curvature of the streamlines induced in the ideal fluid by the strong interaction displacement effect. A coupled computation of the viscous near wake respecting its dissymmetry hence seems indispensable [1]. This modeling constitutes the theoretical foundation of strong coupling analyses using integral methods for computing viscous layers [1] [11]. At the first order of approximation, a technique of the same nature is mentioned by Wilmoth and Dash [13] for evaluating the viscous effects of afterbodies with jet.

For the asymptotic multilayer models developed for the problems of trailing edge or shock wave-boundary layer interaction in turbulent transonic regime, an excellent survey of a synthetic character is given by the general lecture of Melnik [10], complemented by the Adamson and Messiter paper [16]. Assuming that the asymptotic theory of weak coupling remains valid outside the domains of strong interaction of which it determines the initial conditions, the complementary local asymptotic models show, except for rare exceptions, the importance of the normal pressure gradient within the turbulent viscous layer, as well as the relatively passive role of the viscous sublayers. The analytical results of Melnik et al. for thin trailing edges exempt of separation may be coupled with a method of interactive boundary layer in the computation of transonic airfoils [10]. On the contrary, the exploitation of asymptotic models for the interaction under shock remains more difficult, in the case of transonic airfoils, inasmuch as the viscous effects reduce the overall level of recompression and bring one further from the asymptotic situation of strong shock.

The non-asymptotic two-layer models related to the Lighthill concepts are mentioned in the Melnik lecture [10] as well as in the Bohning and Zierep [17] and Inger [18] papers. As in asymptotic theories these are local models, usable only in the vicinity of shock-wave-boundary layer interaction, and neglecting viscosity in the external part of the viscous layer. An essential difference resides, on the other hand, in the determining role assigned here to the viscous sublayer. Recent results [17] [18] are given in the form of parametric studies including problems of wall curvature and incipient separation.

2.4 - *Computation including thin layer separations*

The multilayer models available for turbulent flows, asymptotic or not, lose their validity in case of separation, even if limited to small bubbles. Presently, only single boundary layer models make it possible to approach the computation of turbulent separation.

The simplest modeling rests on the "interactive" solution of the Prandtl equations and of a patched potential flow. It would be consistent, in the laminar case, with the triple-deck asymptotic model. Results of this type are sought for local interaction phenomena, in incompressible [12] [20] [21] or single wave supersonic [27] [28] [29], the perturbation of the external flow being then able to be computed in an explicit way, or through Cauchy integrals. Cebeci et al. [20] study the separation at the leading edge of an elliptical airfoil at incidence, and obtain solutions similar to the breakdown of small laminar or transitional bubbles. Gleyzes et al. [21] take as a basis a detailed experimental study of transitional bubbles at the leading edge of an airfoil for defining an empirical approximate model, allowing a computation of transition in short bubbles with local coupling effect. Ardonna et al. [28] compute the turbulent separation on a supersonic wedge by an iterative technique using an inverse solution of the Prandtl equation. The numerical discussion of the optimal choice of the inverse method confirms the importance of carrying to the wall the coupling condition, a process known for eliminating supercritical behaviors [1].

More general models of strong interaction with single boundary layer, capable of computing separated zones, are in the course of development for complex flows around airfoils [1] [9] [11]. Transonic computations within the small perturbation approximation are mentioned by Wai and Yoshihara [9], the shock root separation remaining however subject to a modeling of equivalent viscous wedge. Computations based on the solution of the complete potential equation, coupled with an integral method modeling the discrepancy between the fictitious interacting

ideal fluid and the real fluid, have been carried out, (Le Balleur [1]). They include the computation and positioning of dissymmetric wakes, and of the separation bubbles on the airfoil or at the trailing edge, except separation bubbles under the shock in transonic regime. The progress obtained by Néron in defining a panel method numerically well conditioned, in the case of airfoils with angular or slender trailing edge, made it possible to adapt the above method to the computation of multicomponent airfoils with multiple separation bubbles in incompressible flow [11].

2.5 - Computation of airfoils and wings- Numerical coupling methods

The computing methods for transonic airfoils which have reached an almost operational development stage usually take into account the displacement and wake curvature effects, but are unable to predict separations. Elements of analysis on this point are to be found in the Melnik [10] and Le Balleur [1] lectures. A more complete review has been given by the Lock [2] lecture, presented by Dr Green. This review also covers the much fewer methods that have been developed for transonic wings, in the form of successive iterations between computations of potential flow and three-dimensional boundary layer. In view of the difficulties still to be solved in this field, it is not yet possible to have access to strong coupling methods. However, as shows by Firmin [8] on wing-fuselage configurations with the small perturbation transonic theory, viscosity can already be taken into account to quite an appreciable degree.

The above operational computing methods, applicable to transonic airfoils and wings without separation, rest, for achieving the numerical coupling between ideal fluid and viscous layers, on a direct, iterative computation of the displacement effect, the convergence of which is all the less assured as separation is closer or the computing mesh pattern is finer. In these methods, the computation stability is obtained at best by relatively empirical techniques of under relaxation. Recent progress, on the contrary, induce one to consider as a central element of strong coupling methods the mathematical definition of numerically stable coupling algorithms. An analysis of this question, as well as a review of the main numerical methods already developed for strong coupling, are given in the introductory general lecture, Le Balleur [1]. In the steady, two-dimensional case, the direct relaxation methods can be stabilized without empiricism by computing a local relaxation coefficient, while semi-inverse or semi-implicit relaxation techniques makes it possible to approach the strong coupling of separated boundary layers. The papers of Wai and Yoshihara [9], Le Balleur and Néron [11], Veldman [12], Ardouneau et al. [28] complete the analysis of the problem.

2.6 - Other types of approach

Apart from the other computing methods mentioned in this Symposium, the paper by Ashurst et al. [24] provides an attempt of evaluation of Lagrangian methods using discrete vortex particles for simulating numerically the large scale turbulent separations. Applied to reattachment behind a backward facing step, and restricted to two-dimensional computing assumptions, although an attractive qualitative simulation is obtained, the technique does not seem likely to match experiments for determining the Reynolds stresses, or more simply for reproducing the variation of reattachment length as a function of Reynolds number.

It would seem interesting, as may be suggested by the Kline general lecture [22], to place the proceedings of the present Symposium in the wider framework of the computation of complex turbulent flows, which has been chosen as the theme of the 1980-81 Stanford Conference. This intends to determine a range of detailed experiments covering turbulent flows as varied as possible, and to use them to test the numerical methods presently available.

3. PARTICULAR COMMENTS

More specific remarks may be outlined from this Symposium, based on the example of the computation of wing airfoils, which constituted, to a great extent, the center of interest of the papers. This example indeed gathers most of the viscous interaction problems of two-dimensional, transonic, external aerodynamics, and constitutes a prelude to developments of three-dimensional computations.

3.1 - Use of the potential equation

All papers are based, for determining the external ideal fluid flow, on the solution of the potential equation, possibly simplified within the framework of the small transonic perturbation approximation. Therefore, progress is still possible as regards computation of the two-dimensional ideal fluid flow. This remark has already been confirmed by a number of attempts presented in this Symposium to improve the numerical conditioning of the panel methods used for multiple airfoils at low speeds. The remark, also applies essentially to the absence of use of numerical methods solving the Euler equations, probably because of their higher cost, although the local Mach numbers involved in transonic viscous fluid around the incipient separation under the shock makes

questionable the potential approximation. This first limitation, of inviscid origin, should be kept in mind in comparisons with experiments. Furthermore, it has given rise to several schools of thought for the practical utilization of transonic potential numerical methods, based on the exploitation of numerical techniques sometimes conservative, sometimes non-conservative, sometimes partially conservative as regards mass fluxes. This confusion is all the more delicate as it usually interferes with the adoption of a more or less elaborate treatment for the coupling of viscous effects at the shock root, the overall result being then dependent on some compensation of errors between the two effects. This theoretical obstacle applies especially to non-conservative techniques, best known for their results closer to experiment in the absence of any viscous effect. The conservative techniques, properly coupled with viscous effects under the shock, seem nowadays to offer the safest way for the difficult evaluation of drag.

3.2 - Use of integral equations

A second remark brought to light by airfoil and wing computation is the general use of integral methods, most often of entrainment methods, to compute turbulent viscous layers. While this remark does not apply to all analyses, especially to some studies of local viscous phenomena, and while it may be applied first with a view to reducing the cost of numerical computation, especially in the prospect of an extension to three-dimensional problems, it is clear however, that this choice is justified by the quality of the practical results which can be obtained for mean velocity profiles and for displacement. This opportunity of numerical simplification could also possibly lead to the computation of separation bubbles, as well as to the incorporation of a computation of hysteresis effects on the turbulent stresses for improving the modeling of entrainment. Moreover, the progress resulting from a defect formulation of the viscous equations relative to a superposed fictitious flow of ideal fluid [1] emphasizes the fact that integral methods actually constitute a computing model less restrictive than the Prandtl equations. Their utilization, coupled with the solution of the fictitious flow of ideal fluid extending the external flow, leads indeed to an approximate representation of normal pressure gradients closer to that given by the Navier-Stokes thin layers equations. It tolerates in particular the appearances of shock-waves within the boundary layers.

3.3 - Wake curvature effect

The influence of the wake displacement effect on the computation of the global flow is unanimously acknowledged. However,

despite the apparent consensus on the importance of the wake curvature effect, various approaches have been proposed according to the technique adopted for defining a mean curvature of the streamlines. Whereas the various formulations are almost equivalent for the far wake which exerts only a small influence, a dissymmetric treatment of the near wake is, on the other hand, probably necessary for correctly performing a strong interaction computation. This computation would also require the use of a stable coupling algorithm, free of smoothing. It is probably because of these difficulties that a true consensus has not yet been reached on how to take into account the viscous effects at the trailing edge in a turbulent regime, except in the limiting case of an infinite Reynolds number. The consequences on the practical evaluation of drag seem to be potentially important.

3.4 - Shock-boundary layer interaction

Opinions also diverge on the choice of a practical treatment of the shock wave-boundary layer interaction adapted to the computation of transonic airfoils and wings. To the already mentioned uncertainties of the numerical technique adopted for the external flow is added the difficulty of a discretization mesh pattern usually too coarse for this phenomenon, the total extent of which is often smaller than the computing mesh size. Although it is generally admitted that the overall consequences of this phenomenon on the flow are less determining than those resulting from the trailing edge region, at least two requirements must be fulfilled by the computation: the approximate viscous computation should, on the one hand, modify fundamentally the evolution of the recompression under the shock and reduce its level. This precludes the direct use of an asymptotic model with normal shock and may require in some cases the addition of a technique of artificial viscous wedge; the approximate computation should, on the other hand, estimate the overall evolution of the boundary layer with a precision sufficient for validly computing the trailing edge region. The future development of solutions on a finerscale, guaranteeing the computation and positioning of the phenomenon, seems however, indispensable, especially in case of a local separation.

3.5 - Operational codes and the necessity of experimental checking

In spite of these unsolved difficulties, transonic airfoil computing methods based on the solution of the potential equation coupled with integral methods for the viscous layers have reached an operational level of practical prediction, at least in the absence of separation. The performance obtained is better than that of the methods based on direct solutions of averaged Navier-Stokes equations, as regards cost, quality and mesh size. These encouraging results in steady two-dimensional flow should neither hide the above mentioned insufficiencies, nor the difficulty of objective comparisons between computations and transonic experiments which appear at this level of approximation. It would be particularly desirable to have available reference experiments strictly two-dimensional, (i.e. almost exempt of wall interference,) comprizing a very accurate description of the boundary layers behind the transition onset. Thus, the comparison to the computation could be carried out for a given Mach number and angle of attack, rather than by the very questionable bias of an adjustment of the overall lift.

3.6 - Outlook for running and further works

Recent progress achieved on the mathematical models coupling ideal fluid and viscous layers, as well as on the numerical algorithms making it possible to solve the corresponding strong coupling problems, has reached a stage allowing the application of the above mentioned two-dimensional methods to regimes of thin layer separation. In this domain, which corresponds to high lift coefficients, multicomponent airfoils and transonic buffeting, an increased sensitivity to turbulent modelings as well as to the treatment of the transition zone, should however be expected in the practical performance of the computing methods. Furthermore, a theoretical link between these models of separation and reattachment calculation, and the simpler models with isobaric jet lines of extensive separations, should be sought in the future.

Although the essential part of the study remains to be carried out, the extension of strong coupling methods based on a solution in ideal fluid of the external flow and on integral methods for the viscous layers should be able to make possible the approach of the practical computation of three-dimensional or unsteady flows with thin layer separations. To this end, the newest theore-

tical and numerical obstacle to be overcome probably consists of imagining a viscous model of strong interaction describing the shedding and rolling up of the wake vortex sheets issued from slender bodies.

4. CONCLUSIONS AND RECOMMENDATIONS

The Symposium clearly proves that the effort devoted these last years to numerical methods of ideal fluid computations may be highly enhanced, from a practical viewpoint, by the addition of a complementary interactive solution of the viscous layers.

The work is well advanced as regards steady two-dimensional flows, using a potential approximation of the external flow. The state of the art in this field lies at an intermediate level between weak coupling methods, isobaric modeling methods for extensive separations and strong coupling methods, these last ones being capable of representing the complete set of real phenomena of viscous interaction, at least in a qualitative fashion.

The latest progress tends toward strong coupling methods, with the joint development of mathematical models coupling ideal fluid and viscous layers, as well as of the numerical algorithms necessary for their exact coupled solution. Although uncertainties remain concerning problems of trailing edge or shock wave-boundary layer interaction, operational, high performance methods exist for transonic airfoils; one may observe in particular the appearance of new methods, capable of computing separations in thin layers, or trailing edge separations.

The implementation of the solutions of the complete Euler equations for the external flow might seem desirable, for eliminating on the one hand, the difficult choice between conservative and non-conservative potential techniques, and on the other hand for extending the field of application of the strong coupling methods to problems of transonic internal aerodynamics.

The field of unsteady or three-dimensional flows is far less developed. However, the first results obtained by a solution of the ideal fluid flow by the potential approximation, and by addition of a coupled computation of the viscous layers by means of integral methods, seem to prove the possibility of generalizing the two-dimensional models.

The particularly encouraging performance of the strong coupling methods for practical applications, for which they constitute a tool of approximate numerical simulation of the Navier-Stokes equations for thin layers, leads one to recommend for the future associating more systematically and more closely the development of these numerical methods with techniques for solving the ideal fluid equations.

In the same manner, future and complementary developments of strong coupling methods, as well as global techniques for solving the Navier-Stokes equations, should probably be more closely associated. This is the case, for problems where the "Navier-Stokes" computing domains are limited to viscous regions only. Moreover, it appears possible to develop new algorithms for the Navier-Stokes equations, based on numerical techniques derived from strong coupling methods, at least within the thin layer approximation.

5. REFERENCES

AGARD CP-291

SESSION 1 - UNSEPARATED FLOWS, THIN LAYER CONCEPT

- [1] LE BALLEUR, J.C. — Calcul des écoulements à forte interaction visqueuse au moyen de méthodes de couplage.
- [2] LOCK, R.C. — A review of methods for predicting viscous effect on aerofoils and wings at transonic speeds.
- [3] NEBECK, H.E., SEEBASS, A.R., and SOBIECZKY, H. — Inviscid-viscous interactions in the nearly direct design of shock-free supercritical airfoils.
- [4] STANEWSKY, E., NANDANAN, M., and INGER, G.R. — The coupling of a shock boundary layer interactions module with a viscous-inviscid computation method.
- [5] DESOPPER, A. and GRENON, R. — Couplage fluide parfait-fluide visqueux en écoulement instationnaire bidimensionnel incompressible et transsonique.
- [6] LEICHER, S. — Viscous flow simulation of high lift devices at subsonic and transonic speed.
- [7] ROSCH, H., and KLEVENHUSEN, K.D. — Flow computation around multi-element airfoils in viscous transonic flow.
- [8] FIRMIN, M.C.P. — Calculations of transonic flow over wing/body combinations with an allowance for viscous effects.
- [9] WAI, J.C. and YOSHIHARA, H. — Planar transonic airfoil computations with viscous interactions.

SESSION 2 - TURBULENT STRONG INTERACTION WITHOUT EXTENSIVE SEPARATED FLOW REGIONS

- [10] MELNIK, R.E. — Turbulent interactions on airfoils at transonic speeds — recent developments.
- [11] LE BALLEUR, J.C. and NERON, M. — Calcul d'écoulement visqueux décollés sur profils d'ailes par une approche de couplage.
- [12] VELDMAN, A.E.P. — The calculation of incompressible boundary layer with strong viscous-inviscid interaction.
- [13] WILMOTH, R.G. and DASH, S.M. — A viscous inviscid interaction model of jet entrainment.
- [14] COUSTEIX, J. and HOUEVILLE, R. — Analogie des singularités dans les méthodes directes de calcul des couches limites tridimensionnelles stationnaires et bidimensionnelles instationnaires — Analyse des modes inverses.
- [15] JOU, W.H. and MURMAN, E.M. — A phenomenological model for displacement thickness effects of transonic shock wave-boundary layer interactions.
- [16] ADAMSON, T.C., and MESSITER, A.F. — Simple approximations for the asymptotic description of the interaction between a normal shock wave and a turbulent boundary layer at transonic speeds.
- [17] BOHNING, R. and ZIEREP, J. — Normal shock-turbulent boundary layer interaction at a curved wall.
- [18] INGER, G.R. — Some features of a shock-turbulent boundary layer interaction theory in transonic fields.
- [19] OSKAM, B. — Computational aspects and results of low speed viscous flow about multicomponent airfoils.
- [20] CEBECI, T., STEWARTSON, K. and WILLIAMS, P.G. — Separation and reattachment near the leading-edge of a thin airfoil at incidence.
- [21] GLEYZES, C., COUSTEIX, J. and BONNET, J.L. — Bulbe de décollement laminaire avec transition — Essai de prévision avec couplage local.

SESSION 3 - SEPARATED FLOWS

- [22] KLINE, S.J. — The 1980-81 AFOSR-HTTM-STANFORD Conference on complex turbulent flows : comparison of computation and experiment.
- [23] GERSTEN, K., HERWIG, H. and WUSCHKUHN, P. — Theoretical and experimental investigations of two-dimensional flows with separated regions of finite length.
- [24] ASHURST, W.T., DURST, F. and TROPEA, C. — Two dimensional separated flow : experiment and discrete vortex dynamics simulation.
- [25] BUTTER, D.J. and WILLIAMS, B.R. — The development and application of a method for calculating the viscous flow about high lift aerofoils.
- [26] CARLSON, L.A. — A direct-inverse technique for low speed high lift airfoil flowfield analysis.
- [27] FORTUNATO, B. — A second-order accurate numerical method for supersonic interacting boundary layer flow past a compression corner.
- [28] ARDONCEAU, P., ALZIARY, Th. and AYMER, D. — Calcul de l'interaction onde de choc-couche limite avec décollement.
- [29] NAPOLITANO, M. and VACCA, G. — Toward a spline technique for the high Reynolds number interaction (triple deck) problem.
- [30] FIDDES, S.P. — A theory of the separated flow past a slender elliptic cone at incidence.
- [31] MASKEW, B., RAO, B.M. and DVORAK, F.A. — Prediction of aerodynamic characteristics for wings with extensive separations.

REPORT DOCUMENTATION PAGE

1. Recipient's Reference	2. Originator's Reference	3. Further Reference	4. Security Classification of Document						
	AGARD-AR-171 (Français et Anglais)	ISBN 92-835-0300-7	UNCLASSIFIED						
5. Originator	Advisory Group for Aerospace Research and Development North Atlantic Treaty Organization 7 rue Ancelle, 92200 Neuilly sur Seine, France								
6. Title	Rapport d'Evaluation Technique du Symposium Organisé par la Commission de Dynamique des Fluides de l'AGARD sur LE CALCUL DE L'INTERACTION FLUIDE PARFAIT-FLUIDE VISQUEUX								
7. Presented at									
8. Author(s)/Editor(s)	J.C. Le Balleur		9. Date octobre 1981						
10. Author's/Editor's Address	ONERA 29 Avenue de la Division Leclerc 92320 Châtillon, France		11. Pages 21						
12. Distribution Statement	Le présent document est diffusé conformément aux politiques et règlements de l'AGARD exposés sur le verso de la dernière feuille de couverture de toutes les publications AGARD.								
13. Key words/Descriptors	<table border="0"> <tr> <td>Aerodynamics</td> <td>Viscous flow</td> </tr> <tr> <td>Computation</td> <td>Inviscid flow</td> </tr> <tr> <td>Applications of mathematics</td> <td>Interactions</td> </tr> </table>			Aerodynamics	Viscous flow	Computation	Inviscid flow	Applications of mathematics	Interactions
Aerodynamics	Viscous flow								
Computation	Inviscid flow								
Applications of mathematics	Interactions								
14. Abstract	Le Symposium éclaire l'état des recherches en matière de calcul des écoulements aérodynamiques, au moyen de méthodes résolvant le problème de l'interaction entre Fluide Parfait et Fluide Visqueux. En dépit des limitations des modèles ou des techniques numériques sur les problèmes d'interaction couche limite-onde de choc ou de bord de fuite, la situation est bien avancée en écoulement bidimensionnel stationnaire non décollé, avec approximation potentielle du fluide parfait. Des progrès nouveaux sont perceptibles pour le calcul des décollements à partir de modèles de forte interaction. Le recours aux équations d'Euler complètes en transsonique serait souhaitable. La progression vers des méthodes de forte interaction est beaucoup moins avancée en écoulement instationnaire ou tridimensionnel, mais apparaît concevable. Un développement des méthodes de forte interaction coordonné à celui des techniques numériques "Fluide Parfait" et "Navier-Stokes" paraît indispensable pour accéder aux besoins des applications pratiques. Le Symposium s'est tenu du 29 Septembre au 1er Octobre 1980 à l'Air Force Academy des Etats-Unis, à Colorado-Springs, Colorado, USA. Les 4 conférences, 27 communications et la Discussion de Table Ronde présentées lors du Symposium sont publiées dans l'AGARD Conference Proceedings CP-291, daté de février 1981.								

REPORT DOCUMENTATION PAGE

1. Recipient's Reference	2. Originator's Reference AGARD-AR-171 (French and English)	3. Further Reference ISBN 92-835-0300-7	4. Security Classification of Document UNCLASSIFIED						
5. Originator	Advisory Group for Aerospace Research and Development North Atlantic Treaty Organization 7 rue Ancelle, 92200 Neuilly sur Seine, France								
6. Title	TECHNICAL EVALUATION REPORT on the FLUID DYNAMICS PANEL SYMPOSIUM on COMPUTATION OF VISCOUS-INVISCID INTERACTIONS								
7. Presented at									
8. Author(s)/Editor(s) J.C. Le Balleur	9. Date October 1981								
10. Author's/Editor's Address ONERA 29 Avenue de la Division Leclerc 92320 Châtillon, France	11. Pages 21								
12. Distribution Statement	This document is distributed in accordance with AGARD policies and regulations, which are outlined on the Outside Back Covers of all AGARD publications.								
13. Keywords/Descriptors	<table border="0"> <tr> <td>Aerodynamics</td> <td>Viscous flow</td> </tr> <tr> <td>Computation</td> <td>Inviscid flow</td> </tr> <tr> <td>Applications of mathematics</td> <td>Interactions</td> </tr> </table>			Aerodynamics	Viscous flow	Computation	Inviscid flow	Applications of mathematics	Interactions
Aerodynamics	Viscous flow								
Computation	Inviscid flow								
Applications of mathematics	Interactions								
14. Abstract The Symposium surveys the status of current research in computational aerodynamics based on methods solving a viscous-inviscid interaction problem. In spite of limitation in the models or numerical techniques for shock wave boundary layer interaction or trailing edge problems, the situation is well advanced in unseparated, steady two-dimensional flow, with the potential approximation for the inviscid part. Progress has advanced in the computation of separations, based on strong interaction models. It would be fruitful to make use of the complete Euler equations in transonic flow. Progress toward strong interaction methods is much less advanced in unsteady or three-dimensional flow, but seems likely. The development of strong interaction methods, highly connected with that of "Inviscid" and "Navier-Stokes" numerical techniques, appears as mandatory to having access to practical application needs. The Symposium took place on 29 September – 1 October, 1980, at the US Air Force Academy, Colorado Springs, Col., USA. The four general lectures, 27 papers and the Round Table Discussion presented at the Symposium are published in the AGARD Conference Proceedings CP-291, dated February, 1981. This Advisory Report was produced at the request of the Fluid Dynamics Panel of AGARD.									

AGARD Rapport de Synthèse No.171 (Français et Anglais) Groupe Consultatif pour la Recherche et le Développement Aérospatial, OTAN Rapport d'Evaluation Technique du Symposium Organisé par la Commission de Dynamique des Fluides de l'AGARD sur LE CALCUL DE L'INTERACTION FLUIDE PARFAIT-FLUIDE VISQUEUX J.C. Le Balleur Publiée octobre 1981 21 pages Le Symposium éclaire l'état des recherches en matière de calcul des écoulements aérodynamiques, au moyen de méthodes résolvant le problème de l'interaction entre Fluide Parfait et Fluide Visqueux. En dépit des T.S.V.P.	AGARD-AR-171 Aerodynamics Computation Applications of mathematics Viscous flow Inviscid flow Interactions	AGARD Advisory Report No.171 (French and English) Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO TECHNICAL EVALUATION REPORT on the FLUID DYNAMICS PANEL SYMPOSIUM on COMPUTATION OF VISCOUS-INVISCID INTERACTIONS J.C. Le Balleur Published October 1981 21 pages The Symposium surveys the status of current research in computational aerodynamics based on methods solving a viscous-inviscid interaction problem. In spite of limitation in the models or numerical techniques for shock wave boundary layer interaction or trailing edge problems, the situation is well advanced in unseparated. P.T.O.	AGARD-AR-171 Aerodynamics Computation Applications of mathematics Viscous flow Inviscid flow Interactions
AGARD Rapport de Synthèse No.171 (Français et Anglais) Groupe Consultatif pour la Recherche et le Développement Aérospatial, OTAN Rapport d'Evaluation Technique du Symposium Organisé par la Commission de Dynamique des Fluides de l'AGARD sur LE CALCUL DE L'INTERACTION FLUIDE PARFAIT-FLUIDE VISQUEUX J.C. Le Balleur Publiée octobre 1981 21 pages Le Symposium éclaire l'état des recherches en matière de calcul des écoulements aérodynamiques, au moyen de méthodes résolvant le problème de l'interaction entre Fluide Parfait et Fluide Visqueux. En dépit des T.S.V.P.	AGARD-AR-171 Aerodynamics Computation Applications of mathematics Viscous flow Inviscid flow Interactions	AGARD Advisory Report No.171 (French and English) Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO TECHNICAL EVALUATION REPORT on the FLUID DYNAMICS PANEL SYMPOSIUM on COMPUTATION OF VISCOUS-INVISCID INTERACTIONS J.C. Le Balleur Published October 1981 21 pages The Symposium surveys the status of current research in computational aerodynamics based on methods solving a viscous-inviscid interaction problem. In spite of limitation in the models or numerical techniques for shock wave boundary layer interaction or trailing edge problems, the situation is well advanced in unseparated. P.T.O.	AGARD-AR-171 Aerodynamics Computation Applications of mathematics Viscous flow Inviscid flow Interactions

limitations des modèles ou des techniques numériques sur les problèmes d'interaction couche limite-onde de choc ou de bord de fuite, la situation est bien avancée en écoulement bidimensionnel stationnaire non décollé, avec approximation potentielle du fluide parfait. Des progrès nouveaux sont perceptibles pour le calcul des décollements à partir de modèles de forte interaction. Le recours aux équations d'Euler complètes en transsonique serait souhaitable. La progression vers des méthodes de forte interaction est beaucoup moins avancée en écoulement instationnaire ou tridimensionnel, mais apparaît concevable. Un développement des méthodes de forte interaction coordonné à celui des techniques numériques "Fluide Parfait" et "Navier-Stokes" paraît indispensable pour accéder aux besoins des applications pratiques. Le Symposium s'est tenu du 29 Septembre au 1er Octobre 1980 à l'Air Force Academy des Etats-Unis, à Colorado-Springs, Colorado, USA. Les 4 conférences, 27 communications et la Discussion de Table Ronde présentées lors du Symposium sont publiées dans l'AGARD Conference Proceedings CP-291, daté de février 1981. ISBN 92-835-0300-7	steady two-dimensional flow, with the potential approximation for the inviscid part. Progress has advanced in the computation of separations, based on strong interaction models. It would be fruitful to make use of the complete Euler equations in transonic flow. Progress toward strong interaction methods is much less advanced in unsteady or three-dimensional flow, but seems likely. The development of strong interaction methods, highly connected with that of "Inviscid" and "Navier-Stokes" numerical techniques, appears as mandatory to having access to practical application needs. The Symposium took place on 29 September 1 October, 1980, at the US Air Force Academy, Colorado Springs, Col., USA. The four general lectures, 27 papers and the Round Table Discussion presented at the Symposium are published in the AGARD Conference Proceedings CP-291, dated February, 1981. This Advisory Report was produced at the request of the Fluid Dynamics Panel of AGARD. ISBN 92-835-0300-7
limitations des modèles ou des techniques numériques sur les problèmes d'interaction couche limite-onde de choc ou de bord de fuite, la situation est bien avancée en écoulement bidimensionnel stationnaire non décollé, avec approximation potentielle du fluide parfait. Des progrès nouveaux sont perceptibles pour le calcul des décollements à partir de modèles de forte interaction. Le recours aux équations d'Euler complètes en transsonique serait souhaitable. La progression vers des méthodes de forte interaction est beaucoup moins avancée en écoulement instationnaire ou tridimensionnel, mais apparaît concevable. Un développement des méthodes de forte interaction coordonné à celui des techniques numériques "Fluide Parfait" et "Navier-Stokes" paraît indispensable pour accéder aux besoins des applications pratiques. Le Symposium s'est tenu du 29 Septembre au 1er Octobre 1980 à l'Air Force Academy des Etats-Unis, à Colorado-Springs, Colorado, USA. Les 4 conférences, 27 communications et la Discussion de Table Ronde présentées lors du Symposium sont publiées dans l'AGARD Conference Proceedings CP-291, daté de février 1981. ISBN 92-835-0300-7	steady two-dimensional flow, with the potential approximation for the inviscid part. Progress has advanced in the computation of separations, based on strong interaction models. It would be fruitful to make use of the complete Euler equations in transonic flow. Progress toward strong interaction methods is much less advanced in unsteady or three-dimensional flow, but seems likely. The development of strong interaction methods, highly connected with that of "Inviscid" and "Navier-Stokes" numerical techniques, appears as mandatory to having access to practical application needs. The Symposium took place on 29 September 1 October, 1980, at the US Air Force Academy, Colorado Springs, Col., USA. The four general lectures, 27 papers and the Round Table Discussion presented at the Symposium are published in the AGARD Conference Proceedings CP-291, dated February, 1981. This Advisory Report was produced at the request of the Fluid Dynamics Panel of AGARD. ISBN 92-835-0300-7

