

CONTROLE DE LA SEPARATION DE LA COUCHE LIMITE TURBULENTE SUR PROFIL NACA0012 PAR ASPIRATION PERPENDICULAIRE AU BORD DE FUITE.

A. ABDOU, L BAHY

Laboratoire de physique énergétique, Université Frères Mentouri Constantine, Algérie.

Reçu le 30/04/2018 – Accepté le 15/06/2018

Résumé

Le contrôle de la couche limite autour de profil d'aile peut trouver de nombreuses applications dans diverses configurations pour les avions, la capacité de supprimer ou de retarder le phénomène de séparation conduit à améliorer le niveau de portance, ainsi que de réduire la traînée. Le présent travail contribue à l'étude numérique de contrôle de la séparation de la couche limite turbulente développée sur profil NACA0012 par aspiration perpendiculaire au bord de fuite. L'étude est faite pour différents angles d'attaque et nombre de Reynolds $Re = 5.10^5$. L'aspiration est appliquée par une fente sur l'extrados. La modélisation de l'écoulement est basée sur les équations de Navier-Stokes moyennées, le modèle k- ϵ est utilisé pour modéliser la turbulence. La simulation numérique est effectuée par les logiciels Gambit, qui génère le maillage, et Fluent qui résout le problème modélisé par la méthode des volumes finis. Les résultats obtenus, avec et sans contrôle, montrent que les effets de l'aspiration perpendiculaire au bord de fuite sont moins marqués sur la séparation de la couche limite et le coefficient de portance.

Mots clés : Contrôle passif, NACA0012, séparation de la couche limite, turbulence.

Abstract

The control of the boundary layer around airfoil can find many applications in various configurations for aircraft. The ability to delete or delay the separation leads to improve the level of lift, as well as reducing drag. This work contributes to the numerical study of the separation control of turbulent boundary layer developed on NACA0012 airfoil by perpendicular suction at the trailing edge. The study is done for different angles of attack and Reynolds number for 5.10⁵. The suction is applied by a slot on the airfoil upper surface. Modeling of flow is based on the averaged Navier-Stokes equations using a turbulence model k- ϵ . The numerical simulation is obtained using Gambit, which generates the mesh, and FLUENT, to solve the physical problem using finite volume method. The results obtained, with and without control, show that the effects of perpendicular suction at the trailing edge are less marked on the separation of turbulent boundary layer and lift coefficient.

Keywords: Passive control, NACA0012, boundary layer separation, turbulence.

المخلص

التحكم في الطبقة الحدية حول مقطع جناح يمكن ان يتواجد في عدة تطبيقات في مختلف التكوينات للطائرات . امكانية محو او تأخير الانفصال تؤدي الى تحسين في مستوى الرفع والى تقليل الاعاقة. هذا العمل مساهمة في الدراسة العددية للتحكم في انفصال الطبقة الحدية المضطربة المتشكلة على مقطع NACA0012 بالشفط العمودي في الحافة الخلفية لمقطع الجناح. الدراسة نفذت من اجل قيم مختلفة لزاوية الورود و عدد رينولدز يساوي 5.10^5 . طريقة الشفط طبقت عن طريق ثقب على السطح العلوي لمقطع الجناح. نمذجة الجريان تمت بمعادلات نافي-ستوكس المتوسطة مع استعمال نموذج الاضطراب k- ϵ . الحلول العددية ناتجة عن استخدام برنامج Gambit لرسم الشبكة و برنامج FLUENT لحل معادلات نافي-ستوكس المتوسطة بتطبيق طريقة الحجوم المنتهية. النتائج المتحصل عليها بتطبيق و عدم تطبيق التحكم بينت ان تأثير الشفط العمودي في الحافة الخلفية ضعيف لا يلاحظ على انفصال الطبقة الحدية المضطربة وعلى معامل الرفع.

الكلمات المفتاحية: تحكم ذاتي , NACA0012 , انفصال الطبقة الحدية الاضطراب .

Introduction :

Actuellement, le contrôle des écoulements trouve des applications nombreuses et variées dans l'aéronautique car l'aptitude à modifier la dynamique d'un fluide permet d'obtenir une amélioration des performances aérodynamiques. En particulier, contrôler le phénomène de décollement de la couche limite autour d'un profil va permettre d'améliorer les performances et le rendement [1]. Les approches du contrôle du décollement tirent profit des instabilités naturelles de la couche cisailée décollée aux perturbations. Le contrôle peut être utilisé pour influencer la transition, modifier l'intensité turbulente, influencer le décollement pour réduire la traînée et augmenter la portance, optimiser les échanges énergétiques, améliorer le confort et réduire le bruit [2].

Dans cette étude, on se propose de simuler le contrôle du décollement de la couche limite turbulente sur un profil d'aile symétrique NACA0012 à l'aide d'une fente d'aspiration sur l'extrados. Le contrôle par aspiration perpendiculaire est appliqué par une fente de largeur $h=2.6\%$ de corde placée à 80% de corde du bord d'attaque. L'intérêt principal de ce travail est d'évaluer l'effet de l'aspiration sur la séparation de la couche limite turbulente et le coefficient de portance.

2. MODELE MATHEMATIQUE

L'écoulement turbulent, visqueux, bidimensionnel, stationnaire et sans transfert de chaleur autour du profil étudié est régi par les équations de Navier-Stokes moyennées suivantes :

2.1 Equation de continuité :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

2.2 Equation de quantité de mouvement suivant x :

$$\frac{\partial(uu)}{\partial x} + \frac{\partial(vu)}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + (v + v_t) \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (2)$$

2.3 Equation de quantité de mouvement suivant y :

$$\frac{\partial(uv)}{\partial x} + \frac{\partial(vv)}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + (v + v_t) \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \quad (3)$$

2.4 Equation d'énergie cinétique turbulente k :

$$\frac{\partial uk}{\partial x} + \frac{\partial vk}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial y} \right) + P_k - \varepsilon \quad (4)$$

2.5 Equation du taux de dissipation d'énergie cinétique turbulent ε :

$$\frac{\partial u\varepsilon}{\partial x} + \frac{\partial v\varepsilon}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_\varepsilon \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma_\varepsilon \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \right) + \frac{c_1}{k} \varepsilon P_k - c_2 \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (5)$$

3. PARAMETRE DE CONTROLE

Le profil choisi est un profil symétrique de type NACA0012. La corde du profil est de 1m, le nombre de Reynolds basé sur le corde est $Re = 5.10^5$. Le contrôle par aspiration perpendiculaire ($\theta = -90^\circ$) est appliqué par une fente de largeur $h=2.6\%$ de corde placée à 80% de corde du bord d'attaque (Fig 1). L'amplitude d'aspiration, A , varie de 0.1 et de 0.3.

L'amplitude d'aspiration, A , et la vitesse de jet d'aspiration, U_j , sont définis par :

$$A = \frac{u_j}{u_\infty}$$

$$u = A \cos(\theta + \beta)$$

$$v = A \sin(\theta + \beta)$$

Où β est l'angle entre la vitesse de l'écoulement à l'infini et la surface local de jet, et θ est aussi l'angle entre la surface local de jet et la vitesse de jet. Notons que pour, θ négative, représente l'aspiration et pour, θ positive, représente le soufflage [3].

4. SIMULATION NUMERIQUE

La simulation numérique est faite par les logiciels Gambit, qui génère le maillage, et Fluent qui résout le problème modélisé par la méthode des volumes finis. La méthode des volumes finie, sans doute la plus employée actuellement, est caractérisée par son avantage de satisfaire la conservation de masse, de quantité de mouvement et de l'énergie. Elle consiste à partager le domaine de calcul en plusieurs volumes élémentaires ou chaque volume élémentaire entoure un nœud [5]. Le schéma d'apwind second ordre est utilisé pour discrétiser les termes convectifs des équations de quantité de mouvement, de l'énergie cinétique turbulente et le taux de dissipation de l'énergie cinétique. L'algorithme Simple est utilisé pour la correction vitesse-pression.

5. RESULTATS

5.1 Génération de maillage

Le maillage généré par le mailleur Gambit est de type de maillage "C" adapté au type de 'écoulement étudié. Horizontalement, l'infinie est considéré à 14 fois la corde en amont du bord d'attaque du profil et 20 fois la corde en aval du bord de fuite. Verticalement, l'infini est situé à une distance 15 fois la corde. La figure (1) représente un maillage plus raffiné à proximité de la paroi du profil pour détecter les détails de la couche limite.

5.2 Validation du modèle numérique

Pour valider notre modèle, une comparaison est effectuée entre les résultats obtenus et les résultats trouvés par Huang [4] et Kianoosh .Y, Reza.S [3]. La figure 3 montre une bonne concordance avec les résultats cités dans la référence [3] pour des angles d'attaque inférieurs à 14° . Pour des angles d'attaque supérieurs à 14° , zone de décollement, on remarque une légère différence entre les deux courbes qui revient à notre choix de modèle de turbulence K- ε standard qui est mal adapté aux écoulements décollés.

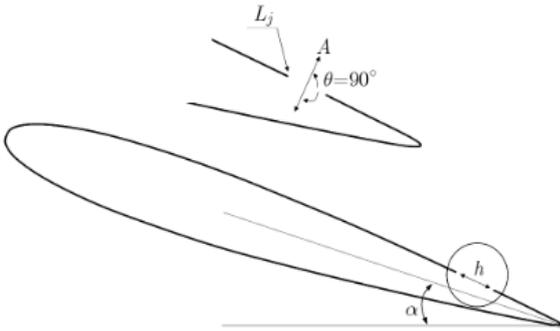
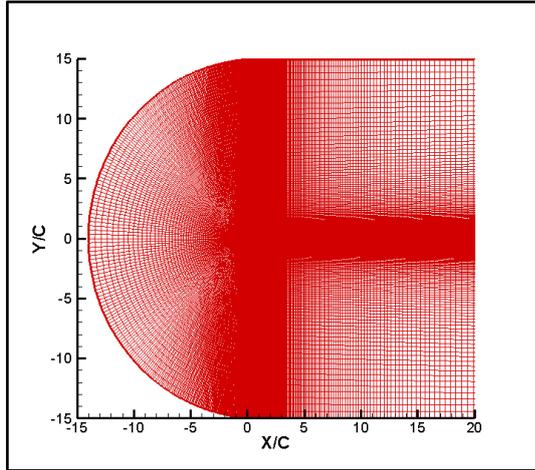
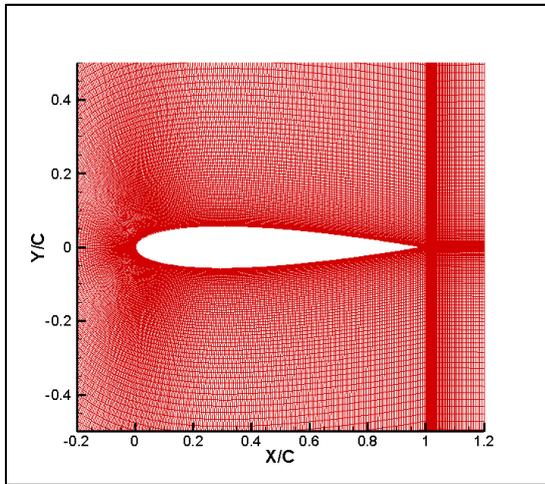


FIGURE 1. Paramètres de contrôle.



Vue globale



Zoom autour du profil NACA00122

FIGURE 2. Maillage "C" généré autour du profil de NACA0012.

5.3 Ecoulement sans contrôle

Des simulations pour des angles d'attaque allant de 0° à 18° avec un pas de 2° ont été réalisées. La figure 4 montre les lignes de courant pour un écoulement non contrôlé à nombre de Reynolds = $5 \cdot 10^5$ pour différents angles d'attaque. Pour des angles inférieurs à 14.3° , l'écoulement reste attaché à la paroi. A $\alpha = 14.3^{\circ}$, la séparation de la couche limite se produit à proximité de bord de fuite, à $x/c = 0.92$ de bord d'attaque, où ils

apparaissent des zones de circulation (figure 5). Dans cette région décollée, compris entre $x/c=0.92$ et $x/c=1$, on peut observer une répartition de vitesse atypique. En effet, la vitesse est négative au voisinage immédiat de la paroi puis change de signe et devient positive dans le reste de région de l'écoulement (figure5). Cette zone de séparation s'étale progressivement vers le bord d'attaque en augmentant α .

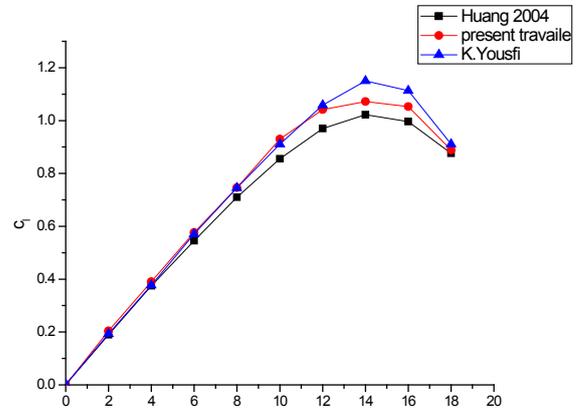
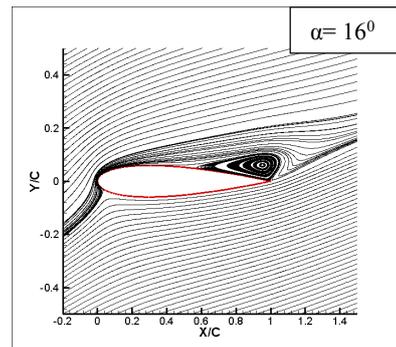
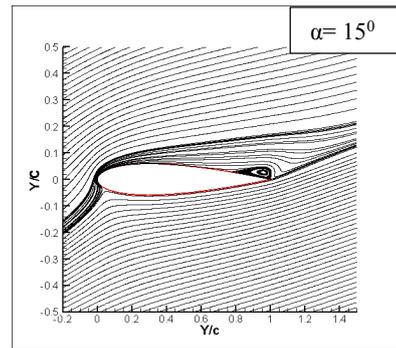
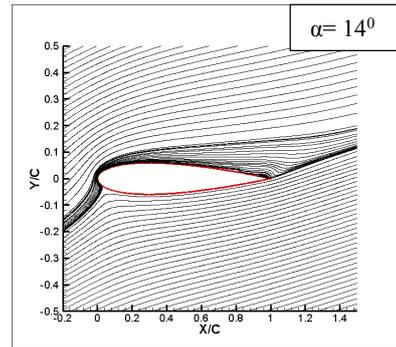


FIGURE 3. Coefficient de portance sur un profil NACA0012, $Re = 5 \times 10^5$



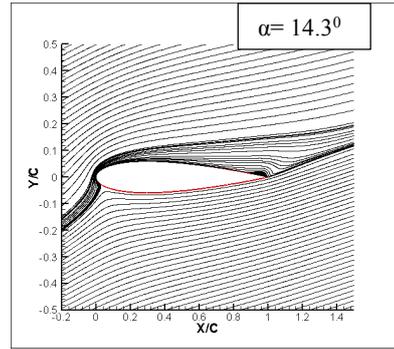
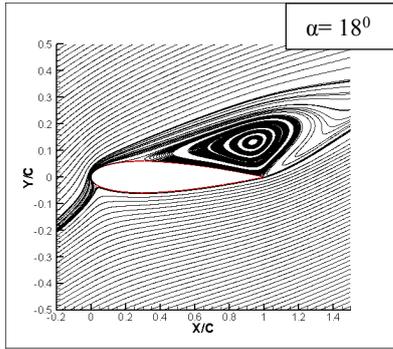


Figure 4. Lignes de courant pour différents angles d'attaque à $Re = 5 \cdot 10^5$.

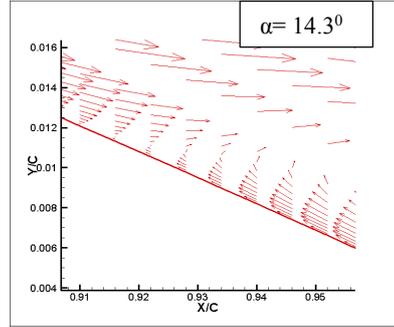


Figure 5. Décollement de la couche limite à $Re = 5 \cdot 10^5$ et $\alpha = 14.3^\circ$.

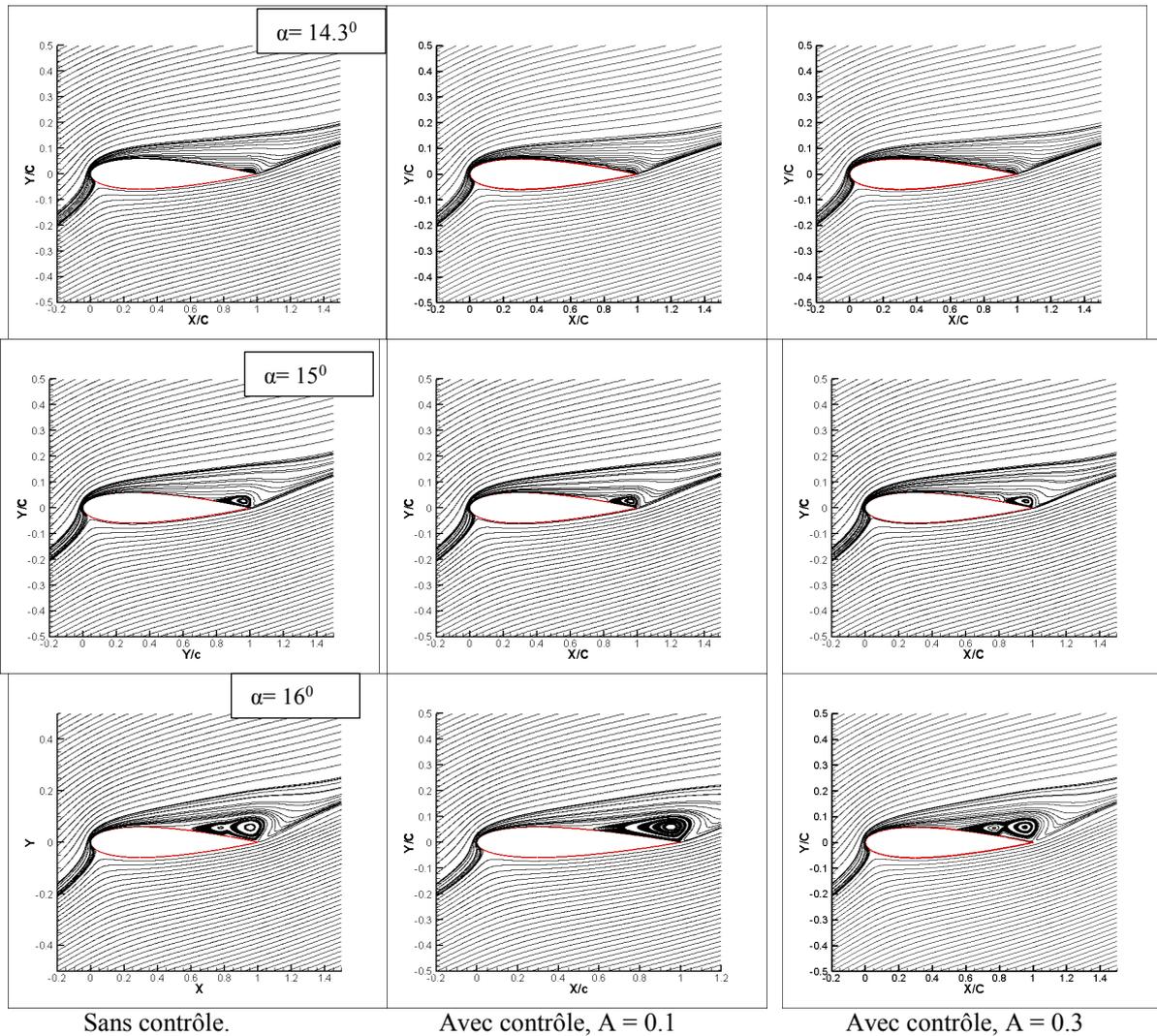


Figure 6. Lignes de courant, sans et avec contrôle.

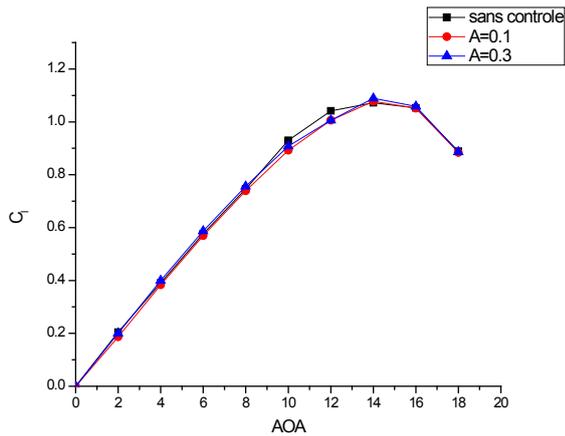


Figure 7. Coefficient de portance sur un profil NACA0012, sans et avec contrôle, $Re=5 \times 10^5$.

5.4 Ecoulement avec contrôle

La figure 6 représente les lignes de courants pour un écoulement contrôlé, on remarque que l'application du contrôle par aspiration perpendiculaire au bord de fuite ne supprime pas le décollement mais, permet de réduire d'une façon très légère la taille de la région décollée. D'après la figure 7 on constate que le coefficient de portance ne subit pas des augmentations importantes ce qui mène à conclure que le contrôle par aspiration perpendiculaire n'affecte pas d'une manière importante le coefficient de portance. Ceci confirme, comme indiqué par Hung 2004, que pour atteindre des améliorations significatives, en termes d'augmentation de la portance, l'aspiration doit être localisée proche du bord d'attaque [4].

6. CONCLUSIONS

Dans ce travail, on a étudié le contrôle par aspiration perpendiculaire de la séparation de la couche limite turbulente sur profil NACA0012. Le contrôle est appliqué à travers une fente d'aspiration de largeur de 2.6% de corde placée à 80% de corde du bord d'attaque. L'étude est faite pour un nombre de Reynolds $Re = 5.10^5$ à différents angles d'attaque. Les résultats obtenus montrent que, dans le cas sans contrôle, la séparation de la couche limite se produit à $x/c = 0.92$ du bord d'attaque. Dans le cas de l'écoulement avec contrôle, on a trouvé que le contrôle par aspiration perpendiculaire ne supprime pas le décollement de la couche limite mais permet de réduire d'une façon très légère la taille de la région décollée. Ainsi, le contrôle n'affecte pas d'une manière significative le coefficient de portance. On conclut que l'application du contrôle par aspiration perpendiculaire au bord de fuite, dans les conditions de simulation, n'apporte pas des améliorations notables sur la séparation de la couche limite et les performances aérodynamiques, en termes de coefficient de portance.

REFERENCES

- [1] M.Logeais, M. Castillo,G , *Contrôle actif du décollement de la couche limite sur un profil subsonique* . Rapport BEI. INP Toulouz.
- [2] A.Kourta, *Amélioration de la portance aérodynamique d'un profil*. *Revue de mécanique appliquée et théorique*,2011, p. 515-522 , vol. 2,5.
- [3] Y.Kianoosh, S. Reza, *The effect of trailing edge blow on aerodynamic characteristics of the naca0012 and optimization of the blowing slot geometry*, *Journal of theoretical and applied mechanics*, Warsaw, 2014, p 165–179 , vol 52, 1.
- [4] L.Huang, P.G.Huang, R.P. LeBeau, *Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA0012*, *Journal of aircraft*, 2004,vol. 41,1.
- [5] S. Patankar, *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*. McGraw-Hill Book Comany.1980.