

الخلاصة

تتضمن هذه الدراسة طريقة تحليل أولية يمكن استخدامها لتخمين توزيعات الأحمال والضغط على الأجنحة في السرعة الواطنة بوجود ظاهرتي انفصال الجريان والتفاف دوامات الأثر .

عدة أساليب للحل تم توحيدها ضمن الطريقة الحالية، حيث تم ربط طريقة أشرطة الدوامات مع نظرية الخط الحامل العددية بواسطة أسلوب تكراري خاص متضمناً أنموذج انفصال وأنموذج التفاف دوامات الأثر. التأثيرات المتبادلة بين مناطق الجريان المختلفة تم إدخالها باستخدام الأسلوب المباشر في الربط بين حسابات الجريان اللزج من جهة والجريان الجهدى من جهة أخرى والمتضمن طريقة تكاملية لحسابات الطبقة المتاخمة.

تم كتابة برامج الحاسوب بلغة الفورتران (٩٠) ، وتمتاز هذه البرامج بكفاءتها واستقراريتها. تم استقصاء إمكانيات الطريقة الحالية من خلال عدد مختلف من الحالات لأجنحة ذات مقاطع مختلفة ($GA(W)-1, NACA 4415, NACA 0012$) لنسب باعية وزوايا هجوم مختلفة. تتضمن النتائج منحنيات الرفع والكبح وتوزيعات الرفع والضغط على طول باع الجناح ، تم الأخذ بنظر الاعتبار تأثيرات زاوية الهجوم والنسبة الباعية على التفاف دوامات الأثر. حيث إن منحنى ومعامل الرفع يزداد مع زيادة النسب الباعية ومعامل الكبح يتناسب عكسياً مع ازدياد النسب الباعية. عند النسب الباعية القليلة ، توزيع الرفع على امتداد الأجنحة يكون بيضوياً ويقترب أكثر فأكثر من التوزيع المستطيل مع زيادة النسب الباعية. الحسابات لتوزيع الضغط على الأجنحة تبين أن هنالك منطقة الضغط الثابت على السطح العلوي للأجنحة قرب الحافة الخلفية في منتصف الأجنحة. هذا مؤشر على أن هنالك منطقة انفصال للجريان على السطح العلوي للأجنحة. قطر دوامة الأثر يزداد مع ازدياد زوايا الهجوم ويقل عندما تزداد النسب الباعية. النتائج النظرية في الطريقة الحاضرة تعطي مقارنة جيدة بشكل معقول تقريباً بنتائج البحوث السابقة.

هذه النتائج بينت إن الطريقة الحالية قد تمكنت من الإحاطة بمختلف ظواهر الجريان على الأجنحة مثل الانفصال والتفاف دوامات الأثر.

ABSTRACT

An analytic method for estimation of load and pressure distributions on low speed wings with flow separation and wake rollup is developed in this study.

The method is a combination of several approaches. A higher order vortex panel method is coupled with the numerical lifting line theory by means of a special iterative procedure including a model of separation and a model of wake rollup. The mutual influences of various flow regions are introduced by a direct viscous-inviscid interaction technique, which includes an integral boundary layer calculation method.

The computer programs are written in FORTRAN (90). The convergence characteristics are stable and allow efficient computation. The capability of the present method is investigated through a number of test cases with different types of wing sections (NACA 0012, NACA 4415, GA(W)-1) for different aspect ratios and angles of attack. The results include the lift and drag curves, lift and pressure distributions along the wing span, and the effect of the angle of attack and the aspect ratio on the wake rollup. Where that the lift curve slope and the lift coefficient are increased with increasing aspect ratios. The drag coefficient is inversely proportional to aspect ratios. For small aspect ratios the lift distribution along the wing is elliptic and approaches more and more rectangular distribution with increasing aspect ratios. The calculations of pressure distribution on the wings shows that there is a region of constant pressure on the upper surface of the wings near the trailing edge in the middle of the wings. This indicates that there is a region of separated flow on the upper surface of the wings. The vortex core rollup is increased with increasing of the angle of attack and decreased when the aspect ratio is increased. The theoretical results in the present method are approximately gives compare reasonably well with the previous researches results.

These results show that the present theoretical method is able to capture much of flow over wings feature like separation and wake rollup.