

تحديد توزيع الأحمال الأيروديناميكية على الأجنحة بطريقة الأشرطة (Panel Method)

الخلاصة

طريقة الأشرطة هي واحدة من الطرق العددية التي تطورت في العقود الأخيرة في تحليل مجال الجريان حول أجسام اختيارية ذات أبعاد ثنائية و ثلاثية ، حيث يقسم سطح الجسم و الجناح الى عدد من الأشرطة الفردية ، كل شريط يؤثر بسرعة محثة على نفسه و على باقي الأشرطة و ان هذه السرعة يعبر عنها نسبياً بمعادلات بسيطة تتضمن علاقات الشكل كالمسافات و الزوايا بين الأشرطة.

هذه المؤثرات تجمع في مصفوفة بالإضافة إلى الشروط المعرفة على السطح التي يجب تحقيقها بواسطة السرعة (الجريان لا يخترق مقطع الجناح لكنه يتحرك مماسياً على السطح). ان نظام المعادلات الخطية يحل عددياً بحساب توزيع السرعة على كل شريط و من ثم حساب توزيع الضغط والعزوم و القوى على كل شريط.

أن الميزة الجوهرية لطريقة الألواح هي القابلية على التنبؤ بالمعاملات الأيروديناميكية لأشكال عشوائية (غير نظامية) من الأجسام سواء أجنحة أو أجسام أو كليهما معا و يكفي لهذا الغرض التحديد أو التعريف الدقيق قدر الإمكان للشكل الهندسي لهذه الأجسام أو الأجنحة.

في هذا البحث (الدراسة) استخدمت واحدة من طرق الألواح العددية (أو في بعض الأحيان تسمى طرق الأشرطة العددية) لتحديد توزيع معامل الضغط و المعاملات الأيروديناميكية للأجنحة ذات الأشكال المختلفة المألوفة و غير المألوفة في السرعة تحت الصوتية. هذه الطريقة تسمى طريقة الشرائح الدوامية

(Vortex Lattice Method) كما تم بناء برنامج حاسوبي لغرض إجراء دراسة و تحليل لتأثير بعض الخصائص الهندسية لشكل الجناح كالنسبة الباعية ، نسبة الاستدقاق ، مساحة الجناح وتأثير زيادة عدد الأشرطة بالاتجاهين الباعية والوترية على توزيع معامل الضغط و المعاملات الأيروديناميكية. إضافة إلى دراسة تأثير ظروف الطيران كالسرعة (عدد ماخ) و زاوية الهجوم. تم في هذه الدراسة أيضا مقارنة النتائج العددية للبرنامج الحاسوبي مع نتائج التجارب العملية لتقييم دقة النتائج وقد أعطت النتائج الحاسوبية بهذه الطريقة توافقاً مقبولا

مع النتائج العملية ، النظرة

ABSTRACT

The panel method is one of the numerical methods developed in the last years in analyzing the flow field around arbitrary bodies with 2-D and 3-D wings, such as the surface of bodies and the wings are divided into a number of panels, every panel has influence induce velocity on itself and other panels. This induce velocity can be represented by simple equations which contain shape relations such as distances and angles among the panels.

These influences gather, in addition to the boundary condition, on the surface which must be applied by velocity (zero normal velocity component but the flow moves tangential on the surface).

The system of linear equation can be solved numerically to calculate the distribution of velocity on every panel and then, calculate distribution of the pressure, moment and forces on every panel.

The essential property to the panels methods is the ability to expect the aerodynamics coefficients for arbitrary shapes (random) for both wings and bodies together or without. It is enough for this purpose to specify, as mach as possible, accurately for geometrical shape for these bodies or wings.

The present work using one of the panels methods called the Vortex Lattice Method (VLM), to predict the distribution of aerodynamic loads on wings in subsonic flow. Therefore, it tries to construct and model a computer program based on Vortex Lattice Method to study and analyze influences of the geometric characteristic of the shape of the wings such as aspect ratio, taper ratio, the area of wing, number of panels towards spanwise and chordwise, Mach number and angle of attack.

In this study, the numerical results of the computer program have been compared with the theoretical and experimental results to evaluate the accuration of the results which give an acceptable agreement with theoretical and experimental results.