

ABSTRACT

The Aerodynamic Characteristics of a Forward Swept Wing were Studied Theoretically and Experimentally.

Theoretically a Computer program was constructed which has the ability of predicting the pressure distribution about surface of the wing using three dimensional Low Order Subsonic Panel method in which a distributed singularities of constant strength Source and Doublet at each element is chosen .

The strength of each singularity was predicted on each panel on the surface of the Wing and Wake by using Dirichlet boundary condition (Internal Potential Flow is constant) and Kutta condition . Tangential velocities were calculated to present the pressure distribution around the surface of the wing .

Experimentally a work was carried out by designing and manufacturing a model Wing with special arrangement for pressure tapping [whose Planform was Rectangular Chord length ($c=150\text{mm}$) and Span length ($b=120\text{mm}$)] suitable for Wind Tunnel testing . Wind Tunnel test were carried out for different Swept Angles and Angles of attack .

Comparisons were made between the predicted and Experimental results as well as available published data , Compressibility effect was also considered in order to achieve the required comparisons.

It was clear from the present investigation that the Lift and Drag characteristics for the Forward Swept Wing are less in values compared with the Swept back Wing therefor a Forward Swept Wing can fly at higher speed corresponding to a pressure distribution associated for lower speed .

الخلاصة

تم في هذا البحث دراسة الخصائص الديناموائية للجناح ذي الاكساح المتقدم (Forward Swept Wing) نظريا وعمليا.

الدراسة النظرية تضمنت بناء برنامج حسابي تم فيه حساب توزيع الضغط على سطح جناح باستخدام طريقة الاشرطة ثلاثية الأبعاد ذات الأبعاد ذات الدرجة الواحدة ، والتي تم فيها توزيع منبع وقطب مزدوج ثابتي الشدة على كل عنصر واعتبار سطح العنصر مستوي ، وإيجاد شدة الانفراديات باستخدام شرط درشلت الحدي (الجهد داخل الجسم مساويا لكمية ثابتة) بالإضافة إلى شرط كوتا . تم حساب السرعة المماسية ومنها حساب توزيع الضغط على سطح الجناح عند السرعة تحت الصوتية .

تم التحقق من النتائج النظرية بتصميم وتصنيع نموذج لجناح ذي مقطع ثابت مستطيل طول الوتر ($c=150\text{ mm}$) وباع الجناح ($b=210\text{ mm}$) وإجراء مجموعة من التجارب المختبرية لذلك الجناح باستخدام نفق هوائي واطي السرعة ، مع الأخذ بنظر الاعتبار إدخال متغير إكساح الجناح في تلك التجارب وقياس توزيع الضغط على سطح الجناح حول مقطعه وعلى مواقع مختلفة من الباع .

تم مقارنة النتائج النظرية بتلك المناظرة لها المستخرجة من التجارب العملية ، كما تم مقارنة هذه النتائج مع النتائج المنشورة سابقاً بعد أن تم حساب تأثير الانضغاطية لمحاكاة الجريان تحت الصوتي العالي حيث أظهرت النتائج وجود توافق جيد فيما بينها .

كما أظهرت النتائج التي تم التوصل إليها في هذه الدراسة أن خصائص الكبح والرفع للجناح المتقدم تكون أقل من الرفع والكبح لجناح المتراجع المناظر له ويمكن استخدام هذه الحقيقة لتصميم جناح يطير بسرعة عالية ولكن بتوزيع ضغط يخص سرعة اطلئة .