

## الخلاصة

لقد تم دراسة التحليل الأيروديناميكي والهيئة الهيكلية الأفضل لجناح طائرة مثلث الشكل (Delta) في حالة الجريان فوق الصوتي مع تحقيق للمتطلبات التصميمية، الدراسة كانت متعلقة بالاعتبارات التصميمية الأيروديناميكية والهيكلية معاً بحيث في الجانب الأيروديناميكي تم حساب توزيع الضغط والخواص الأيروديناميكية للجناح باستخدام طريقة الأشربة (Panel) عن طريق برنامج (Wing-Body) لزاوية هجوم مختلفة بواسطة تقسيم الجناح إلى عدد كبير من الأسطح وحساب شدة المنابع والقطب المزدوج (Source and Doublet) لكل سطح من خلال تحقيق حالة الجريان المماسي عند نقاط التأثير وكانت نتيجة طريقة الأشربة الضغط والسرعة لكل نقطة حيث تم حساب القوى الأيروديناميكية على أساسها وقد تم التوصل إلى أن القيمة العليا للضغط تزداد مع زيادة زاوية الهجوم في توافق مع زيادة شدة الدوامات عند مقدمة الجناح.

تمت دراسة التحليل الهيكلي الأفضل اعتماداً على برنامج حاسوبي (NASTRAN-Ver/2.2) وذلك باستخدام طريقة العناصر المحددة لإيجاد التشوهات والإجهادات نتيجة تأثير القوى الأيروديناميكية لغرض الحصول على أفضل تصميم هيكلي حيث فحصت خمسة نماذج هيكلية للجناح لثلاثة أنواع من الأحمال الأيروديناميكية بواسطة تغيير زوايا الهجوم من 10-14 درجة ثم بحث عدة عناصر تصميمية تخص الهيكل وهي سمك قشرة الجناح، نوع المادة المستخدمة، نسبة الإجهادات، نسبة المقاومة إلى الوزن، ونسبة المرونة إلى الوزن حيث تم التوصل إلى أن العناصر التصميمية المذكورة أعلاه المتعلقة بالتصميم الأول كانت الأفضل لتمثيل هيكل الجناح في التحليل الستاتيكي حتى في حالة الأحمال الأيروديناميكية العالية عندما  $(\alpha=14^\circ)$ .

أيضاً النتائج بينت بأن الإجهادات تقل بزيادة كل من سمك قشرة الجناح وعدد المقويات الطولية والعرضية على طول مطيار وباع الجناح على الترتيب. تم تدقيق هذه النتائج مع النتائج النظرية المماثلة لها ووجد تطابق جيد بينهما.

**ABSTRACT**

In this study, a theoretical analysis was used to investigate the wing aerodynamic analysis and the best structural configuration of a delta wing with a satisfaction for the design requirements.

The analysis was related with both the aerodynamic and structural design considerations such that, in the aerodynamic approach, a low order panel method was used to predict the pressure distribution and aerodynamic design characteristics of the wing in the supersonic potential flow.

The singularities strength that satisfied the boundary condition of the tangential flow at the control points for a given Mach number and angle of attack was determined by solving a system of linear equations using iterative procedures. A *Wing – Body* program was used as a design tool to perform the numerical calculations.

In the second step of analysis, five geometric models of wing were tested for three types of aerodynamic loading by changing the angle of attack. The finite element technique was used so that wing was discretized as general shell elements to determine which structural design parameters is the best. Also, another designed models were constructed in order to show the effect of changing in skin thickness and type of material on the best design.

The static characteristics (stresses and deformations) in the elastic line of the wing were examined by using *MSC/NASTRAN* computer program and considered as the output results.

The obtained results from this work showed that the structural design parameters with the first design included the stiffeners number of  $10 \times 6$ , 7075 Al-alloy, skin thickness of 0.0025m, stress ratio of 0.73, strength to weight ratio of 1.39MPa/kg, and stiffness to weight ratio of  $9.33 \times 10^{-3}$  1/kg.m were

## ***ABSTRACT***

best even with the high aerodynamic loading at  $\alpha=14^\circ$  as compared with the other designs under the same specifications. In addition, the results showed that, the Von-Misses stress generally decreases with increasing each of the thickness of shell, and number of spars and ribs chordwisely and spanwisely respectively.

These results were compared with those of published data and it was found that they are accurate and reliable.

New wing structural configurations for the considered airplane were recommended. These configurations could be used for a new A/P design and further development of the considered airplane.