

الخلاصة

يتضمن هذا البحث دراسة تأثير الحقن المباشر داخل العتبة على خواص القوى الديناموائية للأجنحة ذات العتبات المواجهة للخلف (Backward Facing Step). تم إجراء الاختبار على مقاطع الأجنحة عملياً باعتماد النفق الهوائي ذي السرعة الواطئة (Low-Speed Wind Tunnel) للحصول على توزيع الضغط على سطحي الجناح و إيجاد الخواص الديناموائية كالرفع و الكبح و نسبة الرفع الى الكبح. أما نظرياً فقد تم تطبيق برنامج (Fluent 6.3) لمحاكاة الجريان الاضطرابي حول مقطع الجناح و الحصول على توزيع السرعة الاتجاهية و توزيع الضغط فضلاً عن كافة خواص القوى الديناموائية للمقطع ذي العتبة المواجهة للخلف.

تم إجراء الاختبارات العملية و النظرية عند سرعة جريان الهواء (35 m/s) و لعدد رينولدز (4.4×10^5) المحسوب على أساس طول وتر مقطع الجناح. و لزوايا الهجوم (0-12deg). أما مقاطع الأجنحة المستعملة في هذا البحث فهي مقطع الجناح الأصلي من نوع (NACA 0015). و مقطع الجناح ذو العتبة الأفقية الكاملة ($L_u = 0.5C, D_u = 0.5T_s$). و مقطع الجناح ذو العتبة المائلة الناقصة ($L_u = 0.25C, D_u = 0.5T_s$). تم اتباع أسلوب الحقن الأفقي و الحقن العمودي داخل العتبة بنسب حقن (U_j/U_∞) مختلفة هي (2،4،6،8)

أظهرت النتائج العملية التأثير الواضح لحقن الهواء داخل العتبة في قيمة معامل الضغط، إذ أن زيادة نسبة الحقن تؤدي الى تقليل الضغط المسلط على السطح العلوي لمقطع الجناح. مما أدى بدوره الى زيادة معامل الرفع للجناحين ذي العتبة الكاملة و ذي العتبة الناقصة. لوحظ زيادة قيمة ($C_{l_{max}}$) مع زيادة نسبة الحقن حتى يصل الى أعظم قيمة له عند ما تكون نسبة الحقن (8). للجناح ذي العتبة الكاملة

عتبة و بمقدار (6.27%) عن قيمته للمقطع ذي العتبة الكاملة من دون حقن. و زيادة $(C_l/C_d)_{max}$ بمقدار (37.9%) عن المقطع الأصلي و (30.65%) عن المقطع ذي العتبة الكاملة من دون حقن وهي أعلى نسبة تم الحصول عليها. يليه الجناح ذو العتبة الناقصة مع الحقن العمودي، إذ كانت الزيادة بقيمة $(C_l/C_d)_{max}$ بمقدار (37%) عن المقطع الأصلي و بمقدار (22.7%) عن المقطع ذي العتبة الناقصة من دون حقن.

أظهرت النتائج النظرية الخاصة بتوزيع السرعة الاتجاهية حول مقاطع الأجنحة ذات العتبات أن زيادة نسبة حقن الهواء داخل العتبة يؤدي الى تقليل تأثير انفصال الجريان. إذ أدى الحقن الأفقي الى جعل الجريان أكثر أنسيابية حول مقطع الجناح عند زوايا الهجوم المبينة اعلاه، و كذلك تحسين الخواص الديناموائية للأجنحة ذات العتبات.

ABSTRACT

ABSTRACT

An experimental and theoretical investigations were performed to study the effect of direct injection of air on aerodynamic characteristics of airfoils with backward facing steps. Laboratory experiments were done in a low-speed wind tunnel in order to obtain the pressure distribution on the airfoil surface and finding the aerodynamic characteristics (Lift, drag and lift to drag ratio). Theoretically the (Fluent6.3) software was utilized for simulating the turbulent flow around the airfoils and obtaining the velocity and pressure field in addition to the overall aerodynamic characteristics of the airfoils with backward facing steps.

All investigations were made for the NACA0015 basic airfoil and two additional airfoils, one of them with a full backward facing step ($L_u = 0.5C, D_u = 0.5T_s$) and the other one with groove (inclined) step ($L_u = 0.25C, D_u = 0.5T_s$). At air velocity (35m/s) and for Reynolds number ($4.4 \cdot 10^5$) based on airfoil chord length. Horizontal and vertical injection was used with injection ratio ($U_j/U_\infty = 2, 4, 6, 8$).

The experimental results show that there is a considerable effect in using injection of air inside the steps on the pressure. The pressure on the upper surface of the airfoil decrease with increasing the injection ratio. This effect leads to an increase in the lift coefficient. Due to the horizontal injection inside the full step at ($U_j/U_\infty = 8$), the ($C_{l,max}$) was increased by (12.2%) with respect to the basic airfoil. and by (6.27%) with respect to the case without injection. The lift to drag ratio (C_l/C_d)_{max} was increased by (37.9%) with respect to the basic airfoil and by (30.65%) with respect to the case without injection. The vertical injection inside the groove (inclined) step causes an increase in (C_l/C_d)_{max} equal to (37%) with

ABSTRACT

respect to the basic airfoil and (22.7%) with respect to the case without injection.

The theoretical results show the distribution of velocity vectors around the airfoil with step. The effect of separation of flow was reduced with the increasing of injection ratio. More streamlined flow were obtained at high angle of attack when using the horizontal injection.