

## الخلاصة

يوضح البحث الحالي تأثير الشكل الهندسي للعتبة المواجهة للخلف ( Backward Facing Step) على الخواص الديناموائية (الرفع، الكبح وتوزيع الرفع على طول الباع ) للجناح المحدد بالإضافة إلى تأثير موقع العتبة على طول الباع من خلال دراسة نظرية باستخدام طريقة مبتكرة حساب الأحمال على جناح ذي مقطع (NACA 0015) يحتوي على عتبة مواجهة للخلف في جريان تحت صوتي لانسغاطي . تم الربط بين البيانات الخاصة بالمقطع ذو العتبة المستحصلة من التجارب العملية وبين طريقة الخط الرافع العددية (Numerical lifting line Theory) لحساب الأحمال على الجناح المحدد . تم استخدام برنامج (Ansys) لمحاكاة الجريان اللزج ثنائي الأبعاد اللانسغاطي لدراسة سلوك الجريان حول المقطع وفي العتبة وتأثيره على الخواص الديناموائية عموماً لغرض المقارنة مع النتائج العملية المستحصلة من جهاز النفق الهوائي.

أجريت التجارب العملية على مقطع الجناح الأصلي وعلى أربعة نماذج من العتبات (اثنين في السطح العلوي واثنين في السطح السفلي) في نفق هوائي تحت صوتي ذو سرعة قصوى (35m/s) وهي السرعة التي اعتمدت في البحث، ولعدد رينولدز ( $Re = 4.4 * 10^5$ ) محسوب على أساس وتر المقطع. أبعاد المقطع المستخدم في التجارب تساوي (180mm وتر \* 305mm باع) و تم مقارنة النتائج المستحصلة للمقاطع ذات العتبة مع النتائج الخاصة بالمقطع الأصلي.

أظهرت النتائج العملية بالنسبة للمقاطع أن العتبات عموماً تعمل على توسيع مدى زوايا الهجوم لحين حصول الانهواء بالإضافة إلى زيادة قيمة معامل الرفع الأعظم ( $C_{l\max}$ ) للمقطع .

من خلال النتائج نجد ان اعلى قيمة لمعامل الرفع الاعظم ( $C_{l\max}$ ) تم الحصول عليها لحالة مقطع ذو العتبة المواجهة للخلف الناقصة في السطح السفلي ( $Ll=0.25C-Dl=0.2T$ ) ادت الى ارتفاع قيمة معامل الرفع الاعظم من (1.14) لمقطع الجناح الاصلي الى (1.49) اي بزيادة مقدارها (30%) . وقد بينت النتائج النظرية لحقل السرعة صورة واضحة لتأثير العتبة المواجهة للخلف المواجهة للخلف على الجريان حيث تؤدي العتبة إلى تأخير تقدم الانفصال مع زاوية الهجوم .

أظهرت النتائج النظرية للجناح المحدد تحسين في الخواص الديناموائية للأجنحة ذوات العتبات المواجهة للخلف عن الجناح الأصلي ( الخالي من العتبة ) ، حيث أظهرت النتائج أن أعلى قيمة لمعامل الرفع للجناح ذو العتبة في السطح العلوي ( $C_{L\max}$ ) تم الحصول عليها هي لحالة الجناح ذو العتبة الناقصة في السطح العلوي ادت الى ارتفاع قيمة معامل الرفع من (0.99) إلى (1.32) أي بزيادة مقدارها (33%) . اظهرت الدراسة ان الجناح ذو العتبة في منتصف الباع للسطح السفلي اعطى افضل زيادة في معامل رفع وانخفاض في قيم معامل الكبح حيث اظهرت النتائج ارتفاع قيمة معامل الرفع الاعظم من (0.99) للجناح الأصلي الخالي من العتبة إلى (1.39) أي بزيادة مقدارها (40%) .

## ABSTRACT

The present research shows the effect of geometry of backward facing step on aerodynamic characteristics (lift, drag and lift distribution along the span) for a finite wing. The effect of step location along the span is also considered through a theoretical study using new method for calculating the loads on wing having a(NACA 0015) section with backward facing step in subsonic incompressible flow . The data of the airfoil with step that got from experiments are linked with that of numerical lifting line method to calculate the loads on finite wing . Ansys program is used for simulating viscous two dimensional incompressible flow around airfoil and in the step and its effect on aerodynamic characteristics to compare it with experimental results from wind tunnel.

Experiments are made for the basic airfoil and for four models of backward facing step (two on upper surface and two on lower) in sub-sonic wind tunnel of maximum velocity (35 m/s) which was the velocity that carried out in this research, and for Reynolds number ( $Re = 4.4 * 10^5$ ) based on airfoil chord length. The airfoil dimensions are (180mm chord \* 305mm span). The results are compared with that obtained by using the NACA 0015 Basic airfoil.

The experimental results show that the backward facing step extend the range of angle of attack up to stall . Also increase the value of maximum lift coefficient for airfoil . From results the biggest value of maximum lift coefficient  $C_{lmax}$ . was for the airfoil with groove backward facing step ( $L_t = 0.25C, D_t = 0.2T$ ) on lower surface which increase the value of maximum lift coefficient from (1.14) for basic airfoil to (1.49) with increase ratio of 30%. Theoretical results give a pure view to the effect of backward facing step

on flow . The results show that there is a delay in the progress of separation with increasing angle of attack . The theoretical results indicate an enhancement in aerodynamic characteristic of wings with backward facing step compared with basic wing , The results show that the maximum value of lift coefficient for wing with groove step on upper surface is increased from (0.99) to (1.32) with increasing ratio of (33%) . When the step is at the middle of wing span the maximum lift coefficient for wing with groove step at lower surface is increased from (0.99) to (1.39) with increasing ratio of (40%).