تأثير استخدام الحدبات في الخواص الديناهوائية للأجنحة عند أعداد رينولدز الواطئة

د. محمد إدريس أبو طبيخ* و أحمد خفيف عبد*

تاريخ الاستلام:2009/7/16
تاريخ القبول:2010/2/16

الخلاصة

يتناول البحث الحالي دراسة تأثير إضافة حدبات على سطحي مقطع جناح على سلوك الجريان ومجمل الخواص الديناهوائية للمقطع عند قيم واطئة لعدد رينولدز . يمكن تقسيم هذه الدراسة إلى نظرية لمقطع جناح سميك نسبياً من نوع (NACA 4418) تضاف له حدبات بقطر (2%c) على طول سطحيه العلوي والسفلي عند رقم رينولدز (25×10^3) و إجراء دراسة عملية للسيطرة على الجريان حول مقطع جناح من نوع (NACA 0015) ذي عتبة موجهة للخلف مع الحدبات و بدونها تعتمد على مبدأ إعاقة الجريان بو
ساطة حدبات تثبت داخل العتبة عند رقم رينولدز (4.4×10^5). تم استخدام برنامج (Fluent 6.3) كأداة لإظهار الجريان حول المقطعين و الحصول على توزيع السرع الاتجاهية و توزيع الضغط. أما الدراسة العملية فقد أجريت في النفق الهوائي منخفض السرعة للحصول على توزيع الضغط ثم حساب معاملات الرفع و الكبح الضغطي. أشكال المقاطع المستخدمة في الجانب العملي هي مقطع الجناح الأصلي, و مقطع الجناح ذو العتبة في السطح السفلي بدون الحدبات و معها , و مقطع الجناح ذو العتبة في السطح العلوي بدون الحدبات و معها .ظهرت النتائج النظرية لقيم عدد رينولدز الواطئة أن استخدام الحدبات على السطحين العلوي والسفلي لمقطع الجناح (NACA 4418) يؤدي إلى تحجيم ظاهرة فقاعة الانفصال الطباقي. وبينت النتائج العملية و النظرية نجاح استخدام الحدبات داخل حيز العتبة على السطح السفلي كوسيلة للسيطرة على الانفصال و تحسين الخواص الديناهوائية. ازداد معامل الرفع الأعظم بنسبة (% 25.04) عن المقطع الأصلي و (% 7.14) عن نظيره بدون الحدبات عند رقم رينولدز (4.4×10^5). أما عند استخدام الحدبات داخل حيز العتبة في السطح العلوي فقد أدى ذلك إلى زيادة معامل الرفع الأعظم بنسبة (% 16.85) عن المقطع الأصلي و (% 5.86) عن نظيره بدون الحدبات عند نفس رقم رينولدز السابق.

كلمات المرشدة: جناح ذي عتبة و حدبات؛ انفصال الجريان؛ جريان عند عدد رينولدز واطئ

Effect of Using Bumps on Wings Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Numbers

Abstract

The effect of using bumps on the aerodynamic characteristics of airfoil at low Reynolds numbers is presented in this research. A theoretical study was done on

* قسم هندسة المكائن و المعدات، الجامعة التكنولوجية/بغداد

https://doi.org/10.30684/etj.28.13.17
2412-0758/University of Technology-Iraq, Baghdad, Iraq
This is an open access article under the CC BY 4.0 license http://creativecommons.org/licenses/by/4.0

the (NACA 4418) airfoil consist of bumps that have radius (2% c) on the upper and lower surfaces at ($Re=25\times10^3$). Experimental study was also done on the control of flow around (NACA 0015) airfoil of backward facing step with and without bumps inside the step at ($Re=4.4\times10^5$). Theoretically the (Fluent 6.3) package was utilized for simulating the flow around the airfoils. Experiments were done in a low-speed wind tunnel in order to obtain the pressure distribution on the airfoil surface and lift and pressure drag coefficients. The airfoils used in the experimental study were the basic airfoil, airfoil of backward facing step on the lower surface with and without bumps, and airfoil of backward facing step on the upper surface with and without bumps. The theoretical results illustrate the benefit of using bumps on the lower and upper surfaces of the (NACA4418) airfoil. The laminar separation bubble was delayed. Also the theoretical and experimental results show the benefit of using bumps inside the steps on the lower or upper surfaces of the airfoil. The (Cl_{max}) was increase by (25.04%) with respect to the basic (NACA 0015) airfoil and by (7.14%) with respect to the airfoil with smooth step on the lower surface. When using step and bumps on the upper surface the (Cl_{max}) was increase by (16.85%) with respect to the basic (NACA 0015) airfoil and (5.86%) with respect to the airfoil with smooth step on the upper surface.

الرموز المستخدمة

c	وتر الجناح	m	P_∞	ضغط التيار الحر	N/m^2
C_C	معامل القوة المحورية	-	Re_{co}	عدد رينولدز المصحح	-
C_d	معامل الكبح	-	Re	عدد رينولدز	-
C_l	معامل الرفع	-	T_S	سمك الجناح في موقع العتبة	m
C_N	معامل القوة العمودية	-	U_∞	سرعة التيار الحر	m/s
C_P	معامل الضغط	-	x	الاحداثي x	m
H	ارتفاع الماء في المضغاط	m	y	الاحداثي y	m
max	أعظم	-	α	زاوية الهجوم	deg.
P	الضغط	N/m^2	ρ	كثافة الهواء	kg/m^3

1- المقدمة

تعد دراسة جريان الهواء على أجنحة الطائرات وما يرافقه من ظاهرة نمو الطبقة المتاخمة وانفصالها مهمة وحيوية , نظراً لما لهذه الظاهرة من تأثيرات مهمة في مجمل الخواص الديناهوائية للأجنحة , كمعامل الرفع و معامل الكبح ونسبة الرفع إلى الكبح و موقع انفصال الجريان . إذ إن تأخير حدوث الانفصال يؤدي إلى تحسين أداء الجناح بسبب تقليل الدوامات خلف الانفصال أو ما يعرف بالجريان العكسي. و هذا ما حفز الكثير من مصممي الأجنحة إلى تصميم أجنحة ذات أداء أفضل من خلال تحوير الشكل الأساسي للجناح. في العقود الأخيرة تم تحسين الأداء الديناهوائي للأجنحة من خلال الاستفادة من الجريان المنفصل، وذلك من خلال تصميم مقطع

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

جديد يحتوي على عتبة موجهة للخلف (backward facing step). إن هذه الفكرة أساسا قدمها الباحثان (Kline and Fogleman) عام (1972) إذ قدما تصميماً لمقطع جناح جديد يحتوي على عتبة موجهة للخلف [1]. إلا أن الفكرة لم يتم تطبيقها إلا عام(1994) من لدن (Fertis) الذي اثبت أهمية هذا النوع من المقاطع في تحسين الأداء الديناهوائي للجناح [2] . إن من أهم المشاكل التي تبرز عند أرقام رينولدز الواطئة الانفصال المبكر للطبقة المتاخمة الطباقية وتكون فقاعة الانفصال الطباقي على السطح العلوي للجناح ، مما يؤدي إلى زيادة الكبح الضغطي المتولد على الجناح. توصل الباحثان (Santhanakrishnan and Jacob) إلى أن مقطع الجناح الخشن يكون أفضل أداءً من مقطع الجناح الناعم عند أرقام رينولدز الواطئة [3]. وتمت الاستفادة من هذه النتيجة لتصميم أسطح مقاطع أجنحة ذات خشونة عالية (حدبات). إذ تعمل هذه الحدبات على تسريع تحويل الجريان من طباقي إلى اضطرابي و بالتالي تحجيم ظاهرة فقاعة الانفصال الطباقي التي تحصل عند أرقام رينولدز الواطئة. في عام (2007) قدم الباحثون (. .LeBeau etal) [4] دراسة بإجراء حسابات عددية لتأثير الحدبات على الأجنحة القابلة للنفخ . أجريت الدراسة على مقطعي جناح (Eppler 398) الاعتيادي وذي الحدبات . و استنتجوا أن الانفصال عن سطح المقطع ذي الحدبات يتراجع إلى الخلف مقارنة بحالة المقطع الناعم عند أرقام رينولدز الواطئة. إن الهدف الرئيسي من البحث الحالي هو إجراء دراسة تأثير إضافة حدبات إلى سطحي مقطع جناح في سلوك الجريان و دراسة تأثير استخدام الحدبات و العتبات معا في تحسين الخواص الديناهوائية للمقطع عند أرقام رينولدز الواطئة.

2- الجانب النظري :

تم استخدام برنامج (Fluent 6.3) في البحث الحالي كأداة لإظهار الجريان حول المقاطع المختارة و التي هي:

2-1 مقطع جناح (NACA 4418):

تم اختيار المقطع (NACA 4418) الذي يعد سميك نسبياً و ذلك لإمكانية استخدامه في التطبيقات المرافقة لعدد رينولدز واطئ , وإمكانية حصول ظاهرة الانفصال المبكر للطبقة المتاخمة الطباقية على سطحه. إن التعديلات على هذا المقطع تتم برسم دائرة بقطر (c 2%) تمس السطحين العلوي والسفلي للمقطع من الداخل , وهي أول دائرة من الحافة الخلفية للمقطع بعدها يتم رسم دوائر كل واحدة منها تمر بمركز الدائرة التي تسبقها و تمس السطحين العلوي والسفلي وصولا إلى الحافة الأمامية , ثم تتم إزالة الأقواس الزائدة والتوصل إلى المقطع المطلوب, والشكل (1) يبين مراحل التعديلات التي أجريت على المقطع (NACA 4418) الأساسي للوصول إلى المقطع المطلوب [14].

2-2 مقطع جناح (NACA 0015) ذو العتبة الموجهة للخلف :

تم اختيار هذا المقطع لإمكانية إجراء اختبارات عملية عليه بالإضافة إلى أن الدراسات السابقة التي قام بها [5,6,7,8] و التي بينت سلوك الجريان داخل العتبة. أما التعديلات التي أجريت فقد كانت برسم أقواس داخل سطح العتبة ارتفاعها (3mm) وقطرها (12mm) عددها (6) تمتد من بداية العتبة كما هو مبين في الشكل (2) الذي يبين مراحل التعديل على هذا المقطع [14].

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

3-2 خطوات الحل ببرنامج (Fluent 6.3) :

يتم تجهيز الشكل الهندسي للحل و بتطبيق برنامج (Gambit 2.3) على وفق الخطوات الآتية كما في الشكل(3) حيث يمثل الشكل الهندسي للجناح المستخدم مع شبكة الحل العددي.

يتم تكوين الأنموذج (Modeling) برسم الحدود الخارجية لمقطع الجناح. ثم يحول المقطع كمساحة داخل حيز الاختبار. إن أبعاد حيز الاختبار المبينة بالشكل (3) حسب توصيات المصدر [9] التي تضمن التقليل من تأثير الطبقة المتاخمة للحيز في مقطع الجناح.

يتم تكوين الشبكة (Grid generation) باستخدام نوع (C-grid) عن طريق تحويل الإحداثيات الكارتيزية (x,y) إلى نظام إحداثيات الجسم (Body fitted coordinate system) على وفق توجيهات المصدر [10].و تتم هذه العملية أولا بتكوين شبكة اعتيادية و بعدها يتم عمل شبكة دقيقة على سطح الجناح. يتم بعد ذلك تقسيم الخطوط المكونة للمقطع و حيز الاختبار وعمل الشبكة الرئيسة للمساحة المتولدة و الشكل (4) يمثل شكل الشبكة المعمولة في برنامج (Gambit) حول مقاطع الأجنحة.

يتم تصنيف حدود الاختبار باستخدام برنامج (Fluent 6.3) لحل معادلات (Navier-Stokes) التي تتضمن معادلة الاستمرارية ومعادلة الزخم. و بعد ذلك يتم معاينة النتائج و استخراج القيم المطلوبة.

3 الجانب العملي:

للتعرف على تأثير استخدام الحدبات و العتبات معا في الخواص الديناهوائية للمقاطع تم إجراء دراسة عملية لنموذج حدبات معين تم تثبيته على مقطع جناح (NACA 0015) ذي عتبة كاملة موجهة للخلف في السطح العلوي أو في السطح السفلي . وقد تم إجراء الاختبارات بجهاز نفق الهواء ذي سرعة واطئة الموجود في مختبر الموائع (قسم هندسة المكائن و المعدات / الجامعة التكنولوجية) المبين بالشكل (5). إن أبعاد نموذج الجناح الرئيس تتمثل بكونه ذا شكل مستطيل و ذا باع مقداره (305mm) وله وتر مقداره (180mm) و أخذت إحداثيات المقطع من المصدر [11]. الشكل(6) يمثل مقاطع الأجنحة المستخدمة في التجارب العملية. يبين الجدول (1) توزيع مواقع ثقوب ضغط السكون على السطحين العلوي و السفلي لمقطع الجناح ذي العتبة الكاملة الموجهة للخلف. أما الأجزاء الملحقة فهما جزءان: الجزء (A) الذي عند ربطه بالمقطع الرئيسي يتكون لدينا مقطع الجناح الأصلي غير المعدل (NACA 0015) .و الجزء (B) يمثل نموذج الحدبات المستخدمة في التجارب العملية والتي تم التوصل إلى قطرها وارتفاعها وعددها وموقعها بعد إجراء العديد من اختبارات المفاضلة، إذ إن هذا الشكل أعطى أفضل تحسين في الخواص الديناهوائية [14]. أما الحدبات فتكون ممتدة على طول باع نموذج الجناح وهي مصنوعة من خشب الزان بقطر (12mm) لكل حدبة وارتفاع (3mm) وعددها (6) تمتد من بداية العتبة دون انقطاع . ولكون سمك الحدبات قليلا فقد تم إيصال ثقب ضغط السكون الموجود على سطح كل حدبة بالثقب المقابل له على السطح المستوي للعتبة بوساطة قطعة أنبوب ارتفاعها مساو لارتفاع الحدبة في تلك النقطة , وقد ثبتت الحدبات على سطح المقطع بماده لاصقة . يظهر الشكل (7) الأجزاء الملحقة (A) و (B) المستخدمة في التجارب العملية بالإضافة إلى شكل قطع الأنابيب الواصلة بين الثقوب على سطح العتبة و ثقوب ضغط السكون

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

على سطح الحدبات. تم قياس ضغط السكون على السطح المحدب لكل حدبة مع ضمان استواء فتحات قراءة الضغط مع السطح.

1-3 حساب المعاملات الديناهوائية:

تم إجراء حسابات الجانب العملي والمتمثلة بحساب توزيع الضغط على سطح مقطع الجناح ومن ثم حساب كل من معامل الرفع والكبح الضغطي للمقطع المستعمل بالاستناد إلى المعادلات الآتية [12]:

$$C_P = \frac{(P - P_\infty)}{\frac{1}{2} r U_\infty^2} = \frac{(H - H_S)}{(H - H_t)} \quad (1)$$

والتي من خلالها تم حساب معاملات القوى الديناهوائية العمودية والمحورية وذلك بتكامل توزيع الضغط على طول الوتر وهي كالآتي:

$$C_N = \int_0^1 (C_{P\,\text{Lower}} - C_{P\,\text{Upper}}) . d\left(\frac{x}{c}\right) \quad \ldots.(2)$$

$$C_C = \int_{-\frac{y}{c}}^{\frac{y}{c}} C_P . d\left(\frac{y}{c}\right) \quad \ldots..(3)$$

تم حل المعادلتين (2)، (3) عددياً باستخدام طريقة سمبسون (3/8) للتكامل العددي باستخدام (12) شريحة على كل من السطحين العلوي و السفلي للجناح. وتم حساب كل من معامل الرفع والكبح الناشئ عن الضغط من المعادلتين الآتيتين:

$$C_l = C_N \cos a - C_C \sin a \quad \ldots.(4)$$

$$C_d = C_N \sin a + C_C \cos a \quad \ldots.(5)$$

4- النتائج والمناقشة:

4-1 النتائج الخاصة بمقطع الجناح (NACA 4418) :

أولاً : توزيع السرعة الإتجاهي:

يبين الشكلان (8) و (9) توزيع السرعة الاتجاهي حول مقطعي جناح (NACA 4418) الأصلي و ذي الحدبات عند عدد رينولدز (25×10^3) المستحصلة من برنامج (Fluent 6.3). في الشكل (8) يكون الجريان طباقياً حيث يلاحظ تكون فقاعة الانفصال الطباقي على السطح العلوي للمقطع الناعم وتتقدم باتجاه الحافة الأمامية بزيادة زاوية الهجوم. و عند زوايا الهجوم العالية (16 deg,20 deg) يلاحظ أن الجريان ينفصل عن السطح على شكل فقاعة انفصال طباقي ثم يعود فيتصل بالسطح مرةً أخرى ليعود وينفصل من جديد قرب الحافة الخلفية , مما يشير إلى أن الانفصال الأخير للجريان هو اضطرابي وأن التحول من الجريان الطباقي إلى الاضطرابي قد حصل خلال الفقاعة الطباقية . أي إن آلية الجريان عند زوايا الهجوم العالية يمكن وصفها بالمسار الآتي [13] :-

[جريان طباقي ← انفصال طباقي (فقاعة) ← تحول إلى جريان اضطرابي ← إعادة اتصال اضطرابي انفصال اضطرابي].

و الشكل (9) يظهر التأثير الايجابي للحدبات على الجريان حيث يلاحظ اختفاء الظواهر المذكورة آنفاً بسبب التحول المبكر للجريان إلى اضطرابي .

ثانياً : توزيع الضغط

تؤثر ظاهرة فقاعة الانفصال الطباقي عند عدد رينولدز الواطئ على توزيع الضغط على السطح العلوي للمقطع كما هو مبين في الشكل (10) .

و على سبيل المثال عند زاوية هجوم (16 deg) أو (20 deg)

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

يمكن تأشير النقاط الآتية على منحنى الضغط : النقطة ① تمثل بداية الانفصال الطباقي وتكون الفقاعة . الجريان خلال مسافة ① إلى ② يكون طباقياً ويمتاز بثبات قيمة الضغط فيه . عند النقطة ② يحدث تحول من الجريان الطباقي إلى الاضطرابي داخل فقاعة الانفصال ويستمر الجريان بشكله الاضطرابي لحين حصول إعادة اتصال مع السطح عند النقطة ③ تقريباً, ويؤدي ذلك إلى حدوث هبوط حاد يتبعه استرجاع لقيمة الضغط . ونظراً لكبر زاوية الهجوم سوف ينفصل الجريان الاضطرابي مرةً أخرى عند النقطة ④ [13].

من الملاحظ أن جميع هذه الظواهر تختفي في المقطع ذي الحدبات ويكون السلوك العام لمنحنى الضغط طبيعياً باستثناء التذبذب الحاصل فيه بسبب التأثير الموقعي للحدبات كما هو مبين في الشكل (11).

4-2 النتائج الخاصة بمقطع جناح (NACA0015)

النتائج العملية:

تم إجراء التجارب في النفق الهوائي بسرعة مقدارها (35 m/s) وعدد رينولدز المصحح (4.4×10^5) على المقاطع و هي:

1 – المقطع الأصلي (NACA 0015).

2 – المقطع ذو العتبة الملساء في السطح السفلي . وينشأ هذا المقطع من رفع الجزء (A) المبين في الشكل (7) من المقطع الأصلي و إجراء القياسات عند زوايا هجوم سالبة .

3 – المقطع ذو العتبة و الحدبات في السطح السفلي . وينشأ هذا المقطع من رفع الجزء (A) من المقطع الأصلي و إضافة الجزء (B) المبين في الشكل (7) و إجراء القياسات عند زوايا هجوم سالبة .

4 – المقطع ذو العتبة الملساء في السطح العلوي .

5 – المقطع ذو العتبة و الحدبات في السطح العلوي.

أولا : استخدام العتبة و الحدبات في السطح السفلي :

يبين الشكلان (12) و (13) توزيع الضغط المقاس على السطحين العلوي و السفلي على التوالي للمقطع (NACA 0015) الأصلي , حيث يلاحظ السلوك التقليدي لمنحنى الضغط الذي يمتاز بانحدار ضغط عكسي على طول السطح العلوي للجناح و الذي يسبب الانفصال بعد زاوية هجوم مقدارها (12deg) .

الشكل (14) يظهر توزيع الضغط على السطح السفلي للمقطع ذي العتبة الملساء و المقطع ذي العتبة و الحدبات، و يلاحظ وجود انحراف حاد في سلوك منحنى الضغط عند بداية العتبة حيث يحصل ارتفاع في قيمة الضغط نتيجة للانقطاع الحاصل في السطح . عموماً يكون مستوى الضغط داخل العتبة ذات الحدبات أعلى من نظيره داخل العتبة الملساء نتيجة للإعاقة التي يتعرض لها الجريان على السطح بسبب وجود الحدبات التي تؤدي إلى هبوط مستوى السرعة عند حافة الطبقة المتاخمة و زيادة الضغط .

يظهر الشكل (15) منحنيات الرفع للمقطع المذكور آنفا . و يلاحظ أن المقطع ذا العتبة الملساء يكون معامل الرفع له أعلى من معامل الرفع للمقطع الأصلي و تبقى قيمته ثابتة تقريباً بعد زاوية هجوم (12deg) مما يتيح إمكانية استخدامه لحالات الطيران التي تحتاج إلى مقطع يعطي معامل رفع عالٍ عند

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

زوايا هجوم عالية . وقد بلغت قيمة معامل الرفع الأعظم للمقطع ذي العتبة الملساء (1.25) عند زاوية هجوم (16deg) . أما معامل الرفع الأعظم للمقطع ذي العتبة و الحدبات فيساوي (1.34) عند زاوية هجوم (16deg) أي أن هذا المقطع أعطى زيادة في معامل الرفع الأعظم بنسبة (25.04%) مقارنة بالمقطع الأصلي و (7.14%) بالمقارنة مع المقطع ذي العتبة الملساء .

في الشكل (16) نجد أن نسبة الرفع إلى الكبح الضغطي للمقطع ذي العتبة الملساء كانت أعلى منها للمقطع الأصلي لكل زوايا الهجوم العاملة بالإضافة إلى كون أعلى نسبة رفع إلى كبح لهذا المقطع سجلت عند زاوية هجوم (8deg) و كان مقدارها (37.42) . أما بالنسبة إلى المقطع ذي العتبة و الحدبات فيلاحظ أن أعلى نسبة رفع إلى كبح كانت (41.78) عند زاوية هجوم (8deg) أي إن هذا المقطع أعطى زيادة في نسبة الرفع إلى الكبح بنسبة (25.87%) بالمقارنة مع المقطع الأصلي و (11.66%) بالمقارنة مع المقطع ذي العتبة الملساء عند تلك الزاوية.

ثانياً: **استخدام العتبة و الحدبات في السطح العلوي**

الشكل (17) يظهر توزيع الضغط على السطح العلوي للمقطع ذي العتبة الملساء و المقطع ذي العتبة و الحدبات . و يلاحظ وجود تغيير حاد في الضغط عند بداية الحافة الأمامية للعتبة بسبب تكون الدوامات الناتجة من التغير المفاجئ لسطح الجناح .

إن السلوك السابق لمنحنيات الضغط يعطي تفسيراً لسلوك منحنيات الرفع و نسبة الرفع إلى الكبح الضغطي في الشكلين (18) و (19) للمقاطع المذكورة آنفا . تؤدي العتبة في السطح العلوي إلى نشوء معامل رفع سالب عند زاوية هجوم (0deg) مساوٍ إلى (-0.14) كما هو مبين في الشكل (18) . إن أعظم معامل رفع للمقطع ذي العتبة الملساء يساوي (1.183) عند زاوية هجوم (16deg) . أما معامل الرفع الأعظم للمقطع ذي العتبة و الحدبات فيساوي (1.252) عند زاوية هجوم (16deg) أي أن هذا المقطع أعطى زيادة في معامل الرفع الأعظم بنسبة (16.85%) بالمقارنة مع المقطع الأصلي و (5.86%) بالمقارنة مع المقطع ذي العتبة الملساء .

و في الشكل (19) نجد أن أعظم نسبة رفع إلى الكبح للمقطع ذي العتبة الملساء كانت (33.49)عند زاوية هجوم (4deg) . أما بالنسبة إلى المقطع ذي العتبة و الحدبات في السطح العلوي فإن أعلى نسبة رفع إلى الكبح كانت عند زاوية هجوم (4deg) أيضا و مقدارها (33.76) . و يبين الجدول (2) مجمل النتائج العملية المستحصلة للمقطع (NACA 0015) .

إظهار الجريان بواسطة برنامج (Fluent 6.3):

الشكل (20) يبين أن توزيع السرعة حول المقطع بوجود العتبة يكون الجريان داخل العتبة دوراني , ويلاحظ أيضا انفصال الجريان عن الحافة الأمامية للعتبة ثم يعود ليلامس العتبة من جديد. بالمقارنة بين الشكلين (20) و (21) نجد أن توزيع السرعة على المقطع ذي العتبة والحدبات في السطح السفلي يختلف عن المقطع بدون الحدبات. في الشكل (22) يلاحظ أن العتبة احتوت منطقة التيار الدوامي الذي ينشأ فوق السطح العلوي للمقطع . و الشكل (23) يبين أن توزيع السرعة داخل حيز العتبة للمقطع ذي الحدبات يختلف عنه للمقطع بدون الحدبات حيث أن مسافة إعادة الاتصال

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

أكبر وحدّة الانفصال أقل من المقطع بدون الحدبات كما نلاحظ أن الجريان يتعجل فوق قمم الحدبات .

5- الاستنتاجات

1- بينت نتائج إظهار الجريان من برنامج (Fluent 6.3) عند عدد رينولدز منخفض (25×10^3) أن استخدام الحدبات على السطحين العلوي والسفلي لمقطع الجناح (NACA 4418) يؤدي إلى تأخير الانفصال وتحجيم ظاهرة فقاعة الانفصال الطباقي.

2- بينت النتائج العملية والنظرية نجاح استخدام الحدبات داخل حيز العتبة على السطح السفلي بوصفها وسيلة للسيطرة على الانفصال وتحسين الخواص الديناهوائية , أن معامل الرفع الأعظم ازداد بنسبة (25.04%) عن المقطع الأصلي و(7.14%) عن نظيره بدون الحدبات , أما نسبة الرفع إلى الكبح فقد ازدادت بنسبة (25.87%) عن المقطع الأصلي و(11.66%) عن نظيره بدون حدبات . أما عند استخدام الحدبات داخل حيز العتبة في السطح العلوي فإنه أدى إلى زيادة معامل الرفع الأعظم بنسبة (16.85%) عن المقطع الأصلي و(5.86%) عن نظيره بدون الحدبات ، أما نسبة الرفع إلى الكبح فلم تحصل فيها زيادة تذكر.

المصادر

[1] Kline, R.L. and Fogleman, "**Airfoil for Aircraft**" U.S. Patent No.3, Washington, D.C., 1972.

[2] Fertis, D.G. "**New Airfoil Design Concept with Improved Aerodynamics Characteristic**", Journal of Aerocpace Engineering Vol. 7, No. 3, July, 1994, PP. 328-339.

[3] Santhanakrishnan A., Jacob J. "**Effect of Regular Surface Perturbations on Flow Over an Airfoil.**" AIAA Paper 2005-5145, 35th AIAA Fluid Dynamics Conference & Exhibit, Ontario, June 6-9 2005.

[4] R.P. LeBeau, D.A. Reasor, J.D. Jacob "**Numerical Investigation of the Effects of Bumps on Inflatable Wing Profiles.**" 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, June 25–28, 2007, Miami, FL.

[5] ليث أياد سلمان " **سلوك الجريان في العتبات المواجهة للخلف و تأثيرها على الخواص الديناهوائية لمقاطع الأجنحة**"، رسالة ماجستير, قسم هندسة المكائن والمعدات, الجامعة التكنولوجية، 2006.

[6] محمد فوزي محمد "**تأثير الشكل الهندسي للعتبة المواجهة للخلف على الخواص الديناهوائية لجناح محدد**"، رسالة ماجستير, قسم هندسة المكائن والمعدات, الجامعة التكنولوجية 2006.

[7] احسان زيدان سالم الابيض " **تأثير الحقن المباشر في الخواص الديناهوائية لمقاطع الأجنحة ذات العتبات المواجهة للخلف** "، رسالة ماجستير, قسم هندسة المكائن والمعدات, الجامعة التكنولوجية 2008.

[8]خضر جبر عمران الجبوري، "**دراسة عملية لتأثير العتبة المواجهة للخلف على الخصائص الدنياهوائية لمقاطع الأجنحة ولسرع طيران واطئة**"، رسالة ماجستير, قسم هندسة المكائن والمعدات, الجامعة التكنولوجية 2003.

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

[9] Anderson, J. D. "**Modeling Compressible Flow over an Airfoil ",** **http://airtrafficcontrol.no-ip.org:8080/airfoil.htm, 2007.**

[10] Anderson, J. D. **"Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications",** McGraw-Hill, INC.1995.

[11] Abbtt, I.H. and Von Doenhoff, A.E. "**Theory of Wing Sections**", Dover publications, INC. 1959.

[12] Rae, J. W. H. and Pope, A. **"Low- Speed Wind Tunnel Testing"**, John Wiley & Sons, 1999.

[13]AL-Tornachi, S.J.K. ;Abu-tabikh ,M.I. ;Aboo, A.A "**Influence of angle of attack on separation and Reattachment characteristics of laminar separation Bubble on Airfoils**" Journal of Eng. Technology , vol. 20, No. 3. PP 137-147 , 2001

14 . أحمد خفيف عبيد " **تحليل الخـــواص الديناهوائية لمقطع جنـــاح ذي حـــدبات** "، رسالة ماجســـتير, قســـم هندســـة المكـــائن والمعدات, الجامعـــة التكنولوجيـــة 2009

جدول (1) إحداثيات ثقوب ضغط السكون للمقطع ذو العتبة الكاملة.

السطح العلوي

Hole	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
X/C	0.01	0.04	0.09	0.18	0.3	0.4	0.5	0.5	0.51	0.61	0.69	0.77	0.86

السطح السفلي

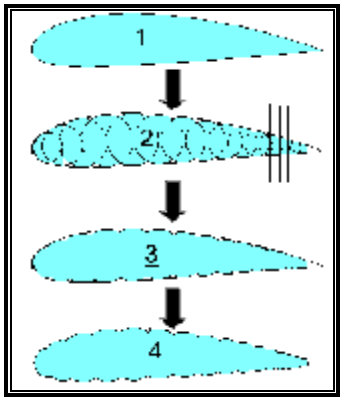
Hole	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
X/C	0.01	0.04	0.09	0.18	0.3	0.4	0.51	0.61	0.69	0.77	0.86

جدول (2) النتائج العملية للمقطع (NACA 0015) الأصلي والمقاطع المعدلة

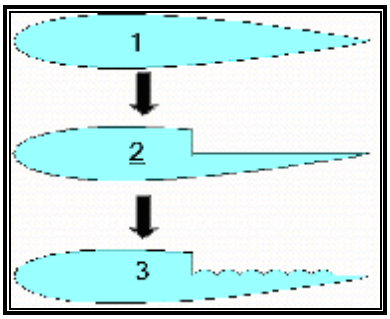
النسبة المئوية للزيادة عن	النسبة المئوية للزيادة عن			

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

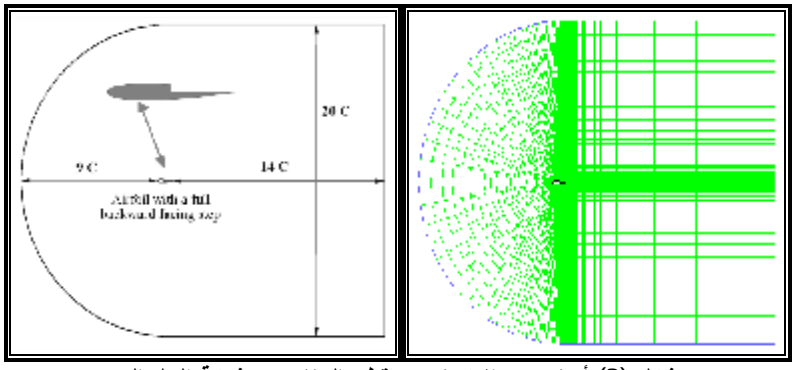
نوع المقطع	$(C_l)_{max}$	$(\frac{C_l}{C_d})_{max}$	المقطع الأصلي		المقطع المناظر من دون حدبات	
			$(C_l)_{max}$ %	$(\frac{C_l}{C_d})_{max}$ %	$(C_l)_{max}$ %	$(\frac{C_l}{C_d})_{max}$ %
NACA 0015	1.072	33.2	-	-	-	-
المقطع ذو العتبة الملساء في السطح السفلي	1.25	37.42	16.71	12.73	-	-
المقطع ذو العتبة والحدبات في السطح السفلي	1.34	41.78	25.04	25.87	7.14	11.66
المقطع ذو العتبة الملساء في السطح العلوي	1.183	33.49	10.39	0.88	-	-
المقطع ذو العتبة والحدبات في السطح العلوي	1.252	33.76	16.85	1.69	5.86	0.8



شكل (1) مراحل التعديل التي أجريت على مقطع جناح (NACA 4418).

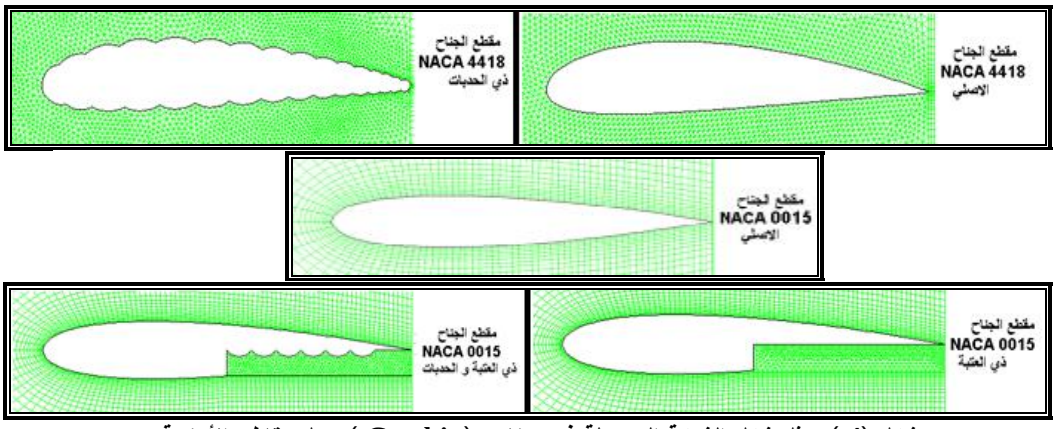


شكل (2) مراحل التعديل التي اجريت على مقطع جناح (NACA 0015) .



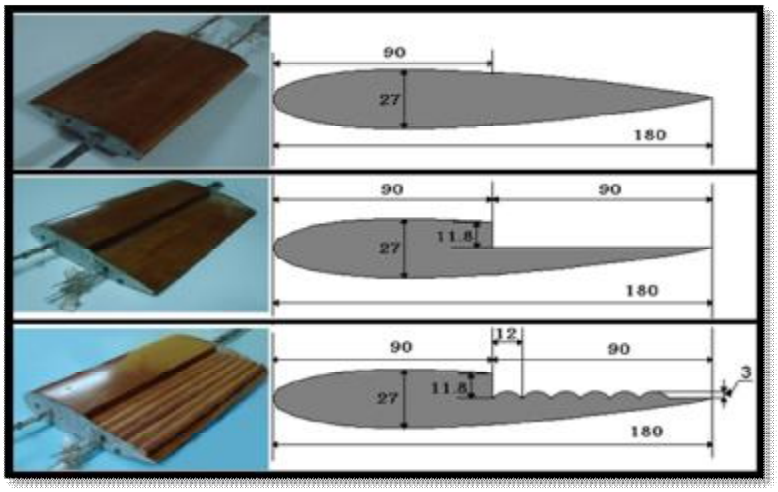
شكل (3) أبعاد حيز الاختبار و مقطع الجناح مع شبكة الحل العددي

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com



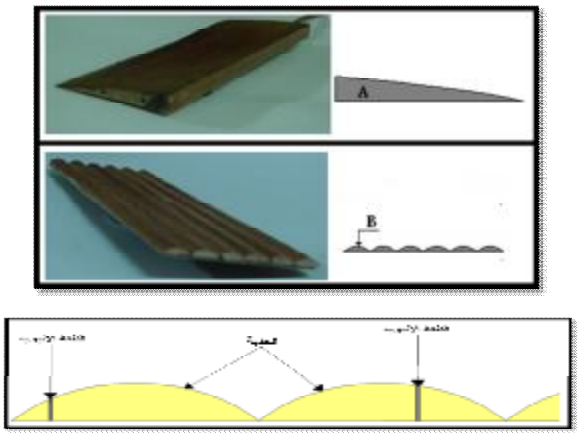
شكل (4) يمثل شكل الشبكة المعمولة في برنامج (Gambit) حول مقاطع الأجنحة.

شكل (5) جهاز نفق الهواء المستخدم في التجارب المختبرية

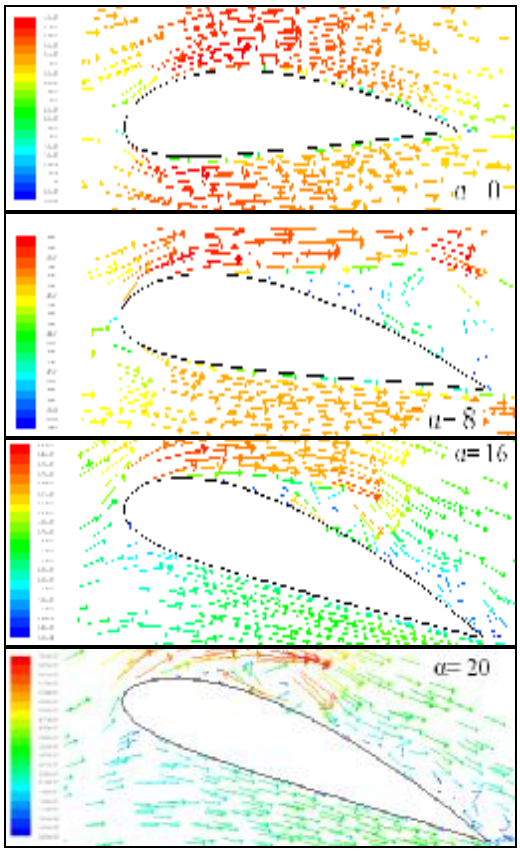


شكل (6) مقطع الجناح الأصلي NACA 0015 ومقطع الجناح ذو
العتبة الكاملة ومقطع الجناح ذو العتبة الكاملة بالحدبات (جميع الأبعاد بالمليمتر).

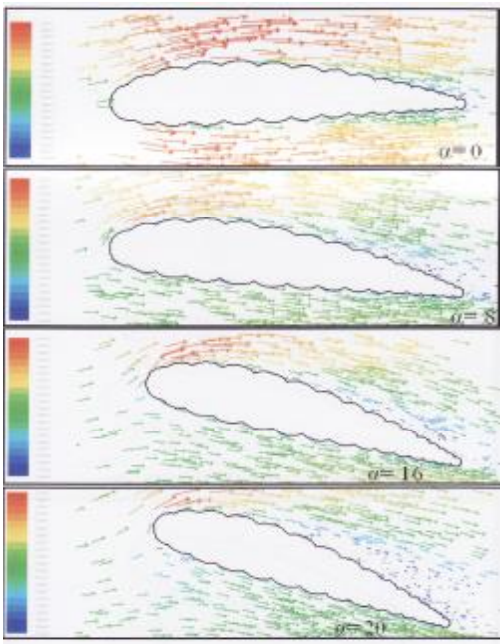
PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com



شكل (7) الأجزاء الملحقة التي تم استخدامها و شكل قطع الأنابيب الموصلة إلى ثقوب ضغط السكون على سطح الحدبات

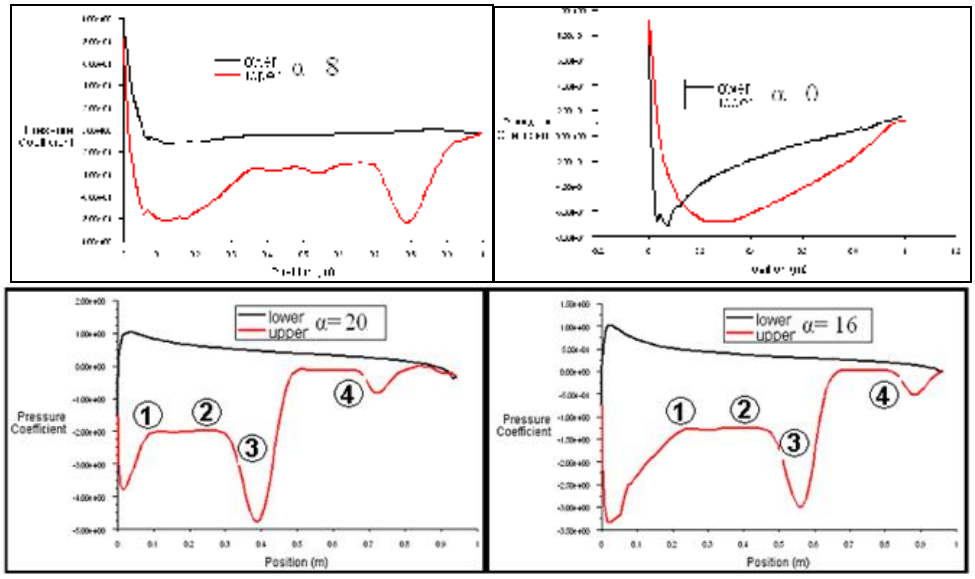


شكل (8) توزيع السرعة ألاتجاهي على سطح المقطع (NACA 4418) الأصلي.
($Re=25\times10^3$)

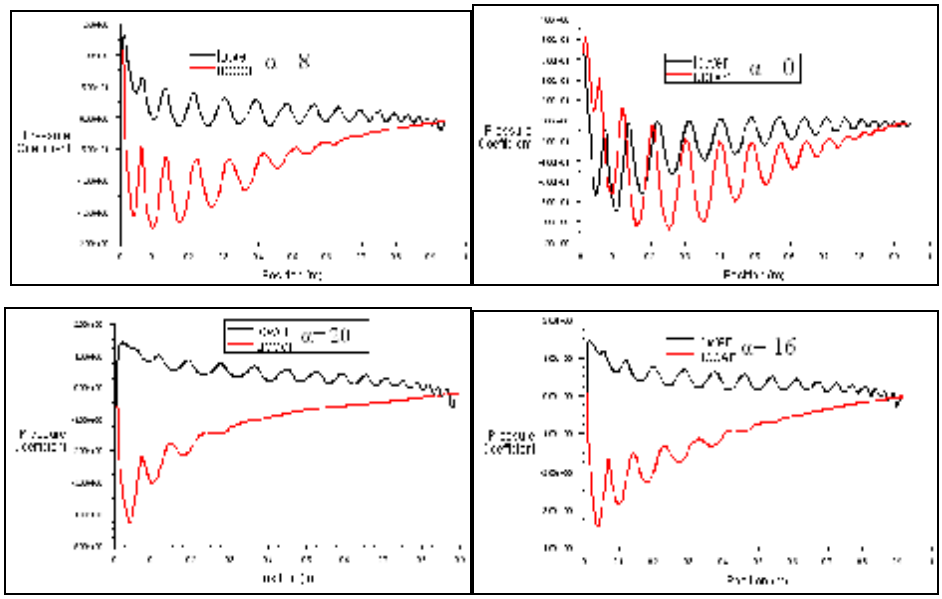


شكل (9) توزيع السرعة ألاتجاهي على سطح المقطع (NACA 4418) ذي الحدبات.
($Re=25\times10^3$)

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

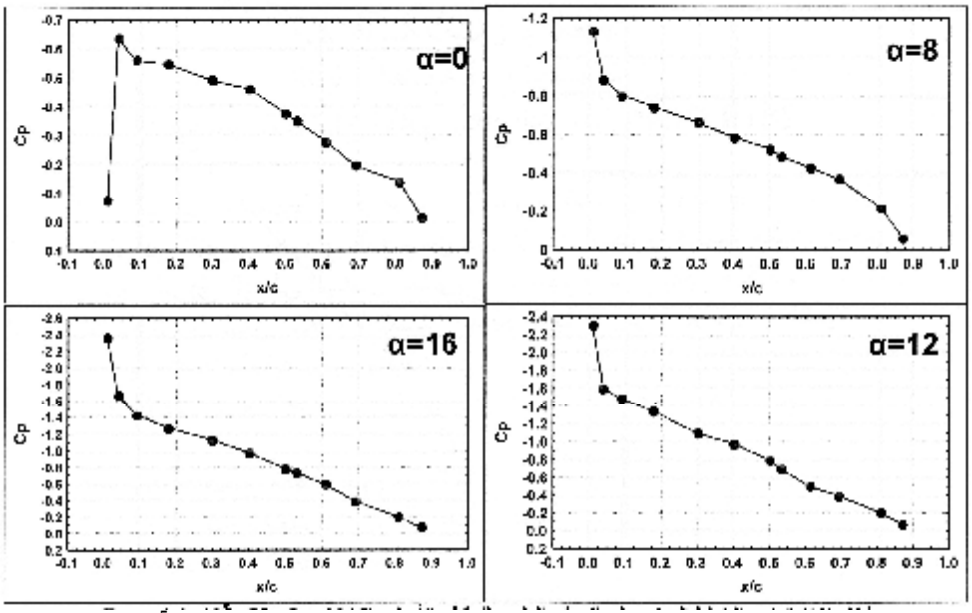


شكل (10) توزيع الضغط على السطحين العلوي و السفلي لمقطع جناح (NACA4418) الأصلي (Fluent 6.3) ($Re=25\times10^3$)

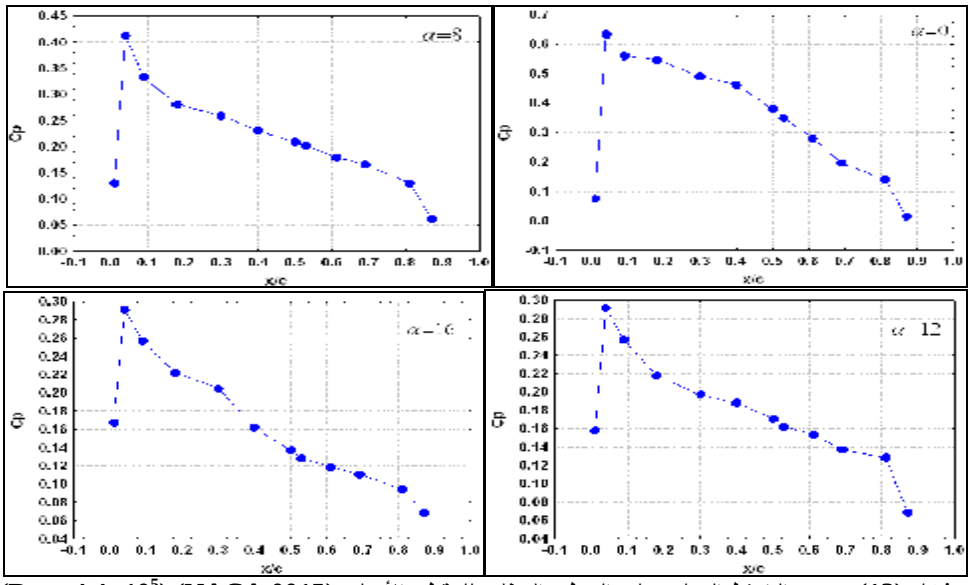


PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

شكل (11) توزيع الضغط على السطحين العلوي و السفلي لمقطع جناح (NACA4418)
ذي الحدبات ($Re=25\times10^3$) (Fluent 6.3)

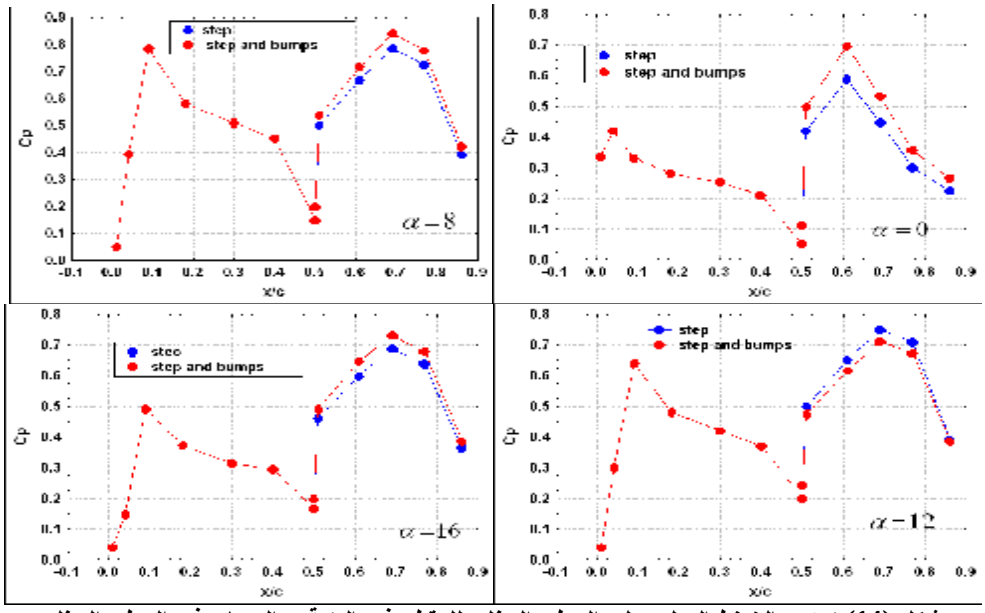


شكل (12) توزيع الضغط العملي على السطح العلوي للمقطع الأصلي (NACA 0015) ($Re_{co}=4.4\times10^5$)

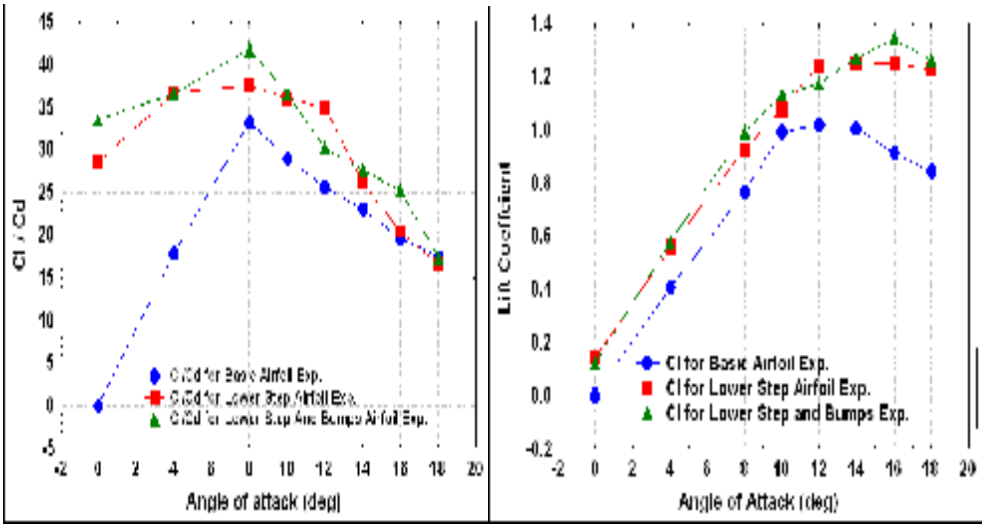


شكل (13) توزيع الضغط العملي على السطح السفلي للمقطع الأصلي (NACA 0015) ($Re_{co}=4.4\times10^5$)

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com



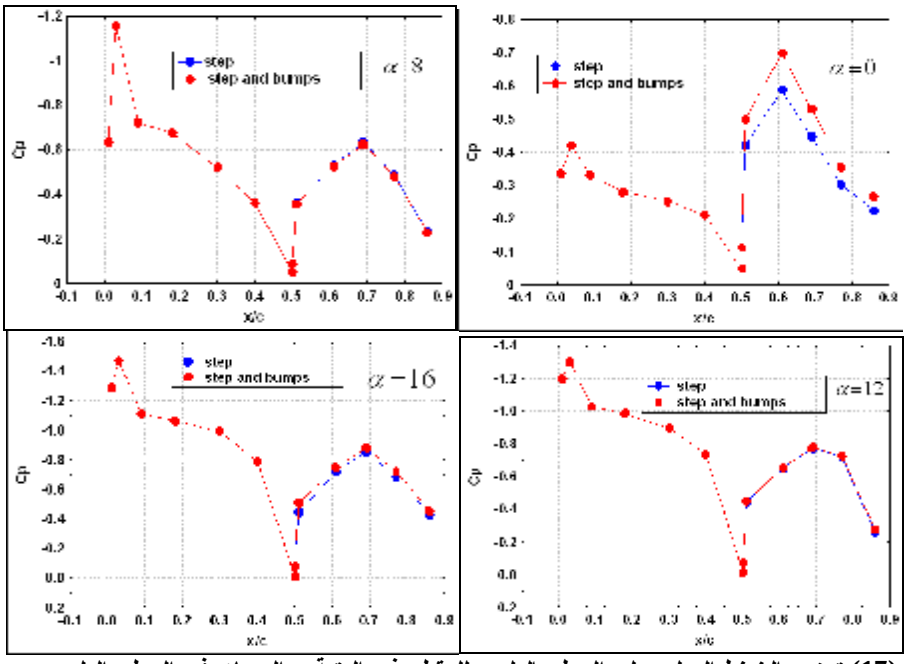
شكل (14) توزيع الضغط العملي على السطح السفلي للمقطع ذي العتبة و الحدبات في السطح السفلي ($Re_{co}=4.4\times10^5$)



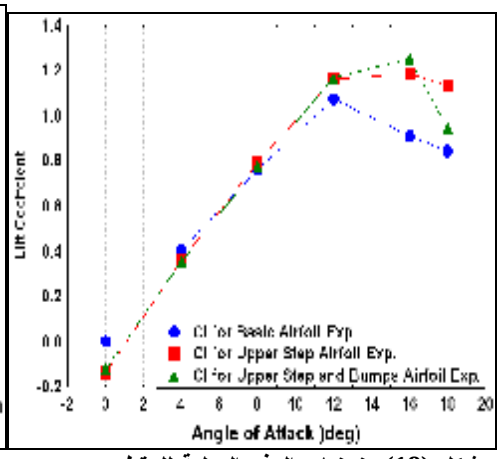
شكل (15) منحنيات الرفع العملية للمقطع (NACA0015) الأصلي و ذي العتبة و الحدبات في السطح السفلي. ($Re_{co}=4.4\times10^5$)

شكل (16) منحنيات نسبة الرفع إلى الكبح العملية للمقطع (NACA0015) الأصلي و ذي العتبة و الحدبات في السطح السفلي. ($Re_{co}=4.4\times10^5$)

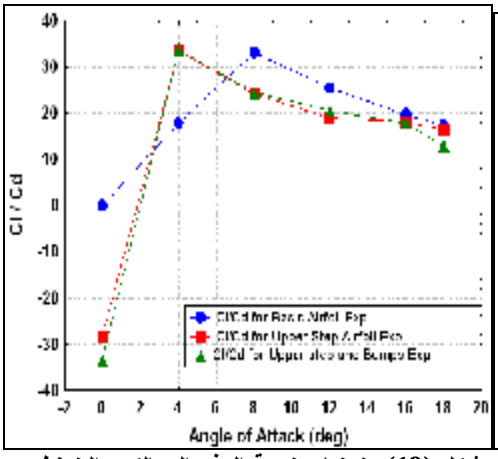
PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com



شكل (17) توزيع الضغط العملي على السطح العلوي للمقطع ذي العتبة و الحدبات في السطح العلوي

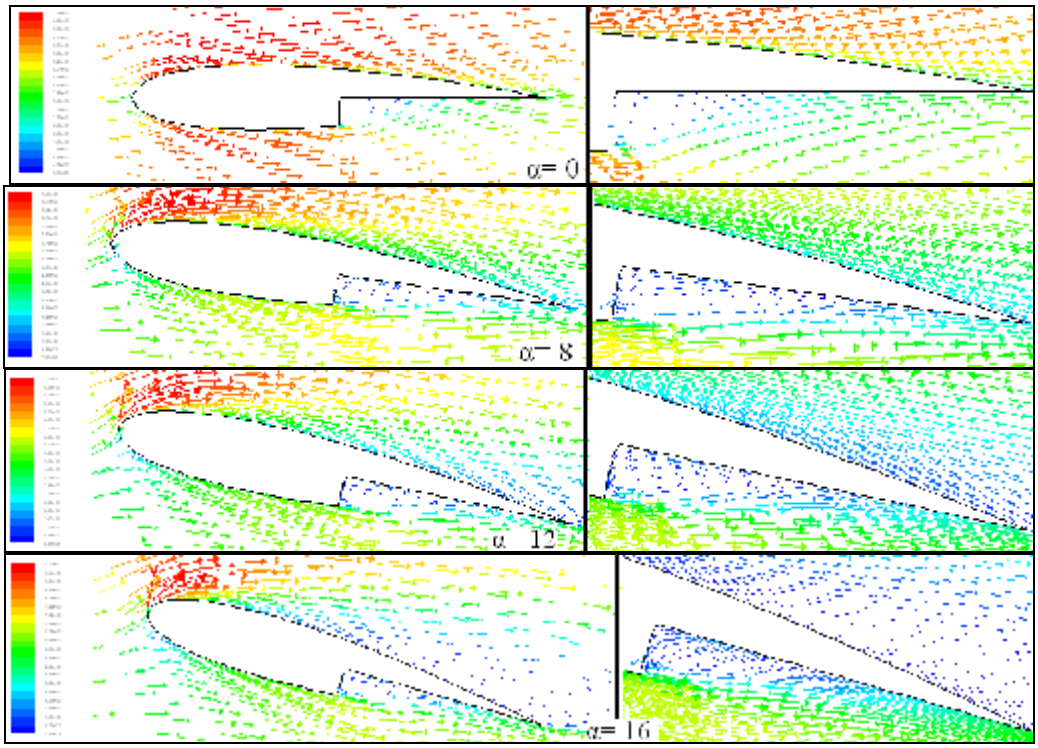


شكل (18) منحنيات الرفع العملية للمقطع (NACA0015) الأصلي و ذي العتبة و الحدبات في السطح العلوي ($Re_{co}=4.4\times10^5$)

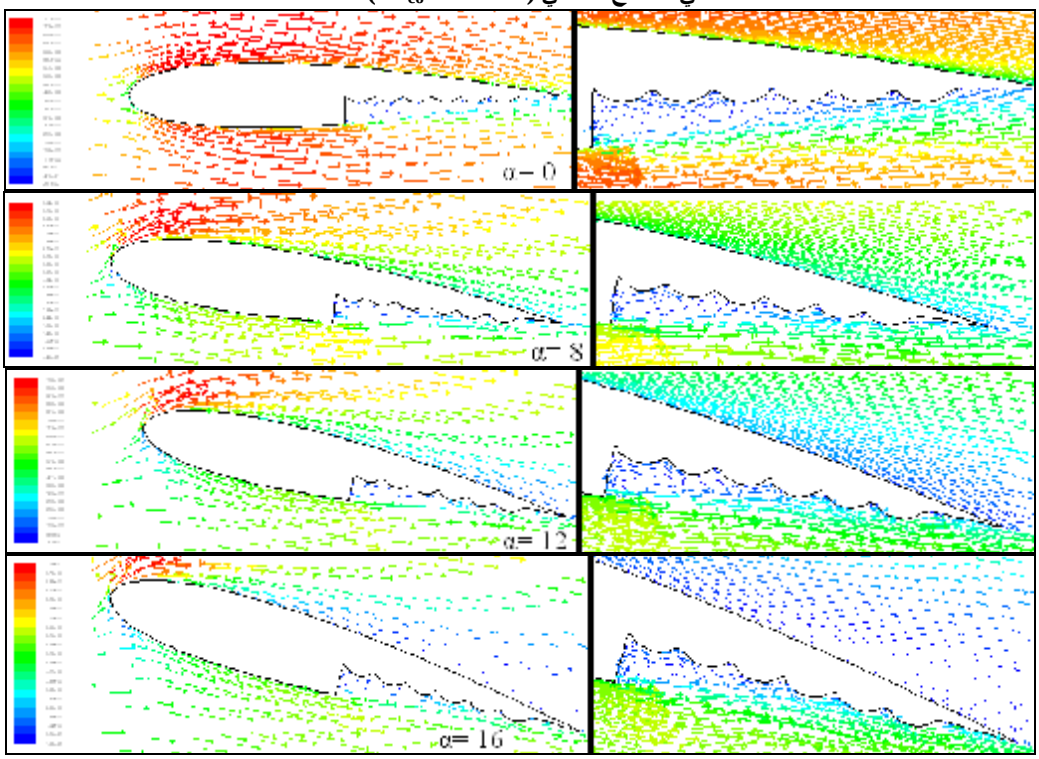


شكل (19) منحنيات نسبة الرفع إلى الكبح الضغطي العملية للمقطع (NACA0015) الأصلي و ذي العتبة والحدبات في السطح العلوي ($Re_{co}=4.4\times10^5$)

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

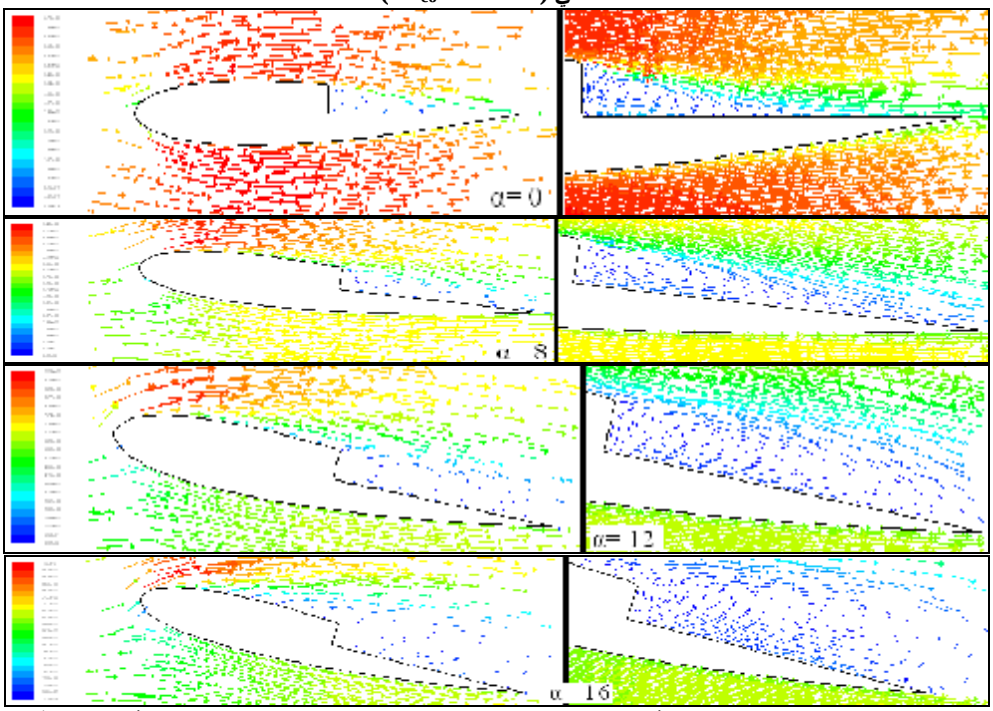


شكل (20) توزيع السرعة الاتجاهي على سطح المقطع (NACA 0015) ذي العتبة الملساء في السطح السفلي ($Re_{co}=4.4\times10^5$)

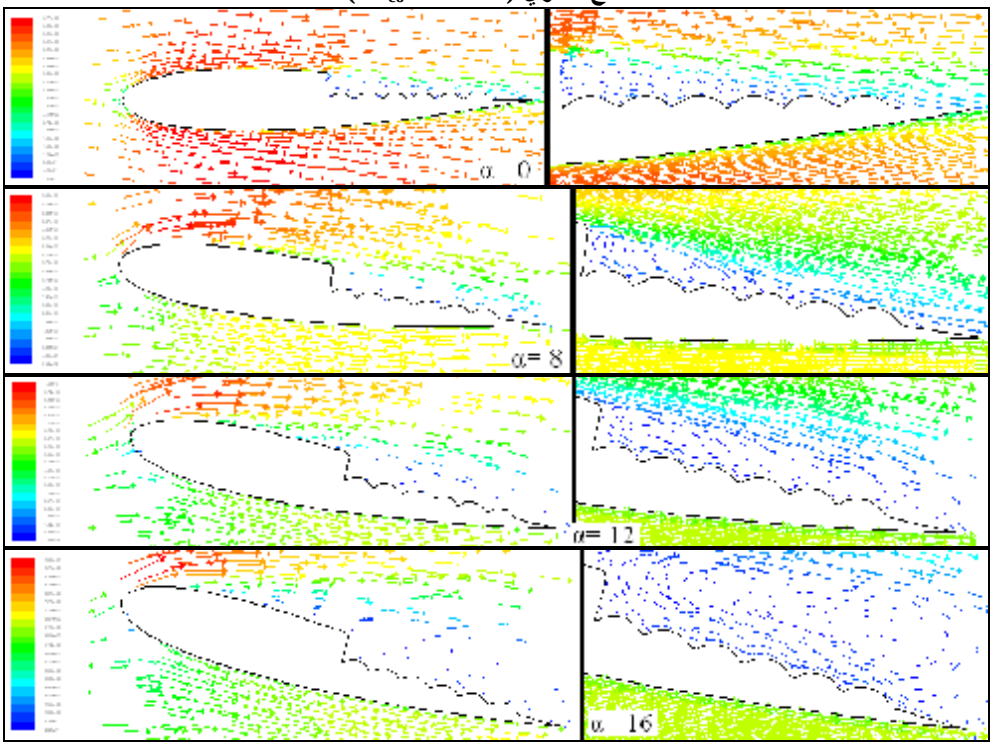


PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

شكل(21) توزيع السرعة الاتجاهي على سطح المقطع (NACA 0015) ذي العتبة والحدبات في السطح السفلي ($Re_{co}=4.4\times10^5$)



شكل (22) توزيع السرعة الاتجاهي على سطح المقطع (NACA 0015) ذي العتبة الملساء في السطح العلوي ($Re_{co}=4.4\times10^5$)



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

شكل(23) توزيع السرعة الاتجاهي على سطح المقطع (NACA 0015) ذي العتبة و الحدبات في السطح العلوي ($Re_{co}=4.4\times10^5$)

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com