تحسين الخواص الديناهوائية لنموذج جناح نوع NACA 23015
باستخدام تقنية الإثارة الصوتية الداخلية [+]

IMPROVEMENT OF DYNAMICS PROPCRTICS OF NACA 23015 WING MODEL USING INTERNAL VOICE ACTION TECHNIQUES

اخلاص محمد فياض [*] اياد كامل خلخال [*] ابتسام مهدي شهاب [**] خضير نجم عبد [***]

المستخلص:

يقدم هذا البحث دراسة عملية للسيطرة على انفصال الجريان (تأخير حدوث الانفصال) فوق سطح محدب غير متناظر والمؤدي الى تحسين في معامل الرفع باستعمال تقنية الإثارة الصوتية الداخلية لمدى من الترددات عند مستوى شدة صوت ثابت مقداره(80 dB) ثم تغير موقعها.شملت الدراسة العملية تصنيع محلي لنموذجين من الخشب الصاج لمقطعين غير متماثلين نوع(NACA 23015) إحداهما بموقع إثارة(11.5%)وتر من الحافة الأمامية والآخر بموقع إثارة (6%) وتر من الحافة الأمامية ،النموذجان ذي طول وتر(150mm)وباع(305mm) .

أجريت الاختبارات لمدى من الترددات Hz (50,100,150,200, 250, 300,350&400) زوايا الهجوم (3^o, 6^o, 9^o, 12^o) في نفق هوائي تحت الصوتي من النوع المفتوح لعدد رينولد (3.3×10^5) مع استخدام أجهزة توليد الإثارة الصوتية الداخلية ،دائرة الإثارة(مولد الدالات ،مضخم القدرة،مصدر الإثارة).

أظهرت النتائج العملية تأثير كل من قيمة تردد الإثارة الصوتية الداخلية وتغير موقعها على المعاملات الديناهوائية ،إذ لوحظ تحسن في المعاملات الديناهوائية لقيمة تردد (150Hz) لجميع زوايا الهجوم وذلك لقرب التردد من رنين التجويف والتي عندها تردد طبقة القص الجهدية مساوي الى تردد الإثارة الصوتية مما يؤدى الى تحويل الجريان الطباقي الى جريان اضطرابي وان نسبة التحسن تكون واضحة لزاوية الهجوم (12^o) كما لوحظ إن تغير موقع الإثارة الصوتية الداخلية على السطح الخارجي للمقطع ليكون بالقرب من الحافة الأمامية يسبب زيادة في معامل الرفع ، إذ تكون نسبة الزيادة(28.5%) في معامل الرفع لموقع الشق (6%)وتر من الحافة الأمامية أعلى من موقع الشق (11.5%) وتر من الحافة الأمامية لزاوية هجوم (12^o).قورن البحث الحالي مع بحوث سابقة وحصل على توافق جيد .

Abstract:

This work studies the operation of controlling the separation of flow (delaying the separation) on a cambered unsymmetrical surface which leads to improving

[+] تاريخ استلام البحث : ٢٠٠٦/٥/٣١ ، تاريخ قبول النشر : ٢٠٠٨/١/١٧

[*] استاذ مساعد / الجامعة التكنولوجية – قسم هندسة المكائن و المعدات

[**] مدرس مساعد / الجامعة التكنولوجية – قسم هندسة المكائن و المعدات

[***] طالب ماجستير / الجامعة التكنولوجية – قسم هندسة المكائن و المعدات

the lift coefficient by using internal excitation technique, for a range of frequency at a constant density level (80 dB) with changing its position.

The experimental study was made on two locally –manufactured unsymmetrical wood models of airfoil type (NACA 23015). The position of the excitation first one is (11.5% chord) from the leading edge, while the second one's is (6% chord) from the leading edge. The dimension of the airfoil is (150 mm) chord length and (305mm) length.

The experiments were made at a frequency range (50 ,100,150,200,250,300,350,400) Hz, and the angles of attack were (3^o,6^o,9^o,12^o), in an open subsonic wind tunnel for (Re.=3.3 x10^5) with using internal sound excitation production devices, excitation circuit (frequency generator, power amplifier, excitation sources).

The tests showed the effect of internal acoustic excitation frequency value and changing its position on the aerodynamic coefficients.

The aerodynamic coefficient was improved at frequency value (150Hz) for all the angles of attack, this is because this frequency is close from the frequency of cavity resonance at which the shear layer stress frequency equals the acoustic excitation frequency which leads to converting the laminar flow to turbulence flow .The improvement rate becomes clear at an angle of attack (12^o), it was noticed also that changing the position of the internal acoustic excitation on the outer surface of the profile to be near from the leading edge increases the lift coefficient. The increase rate becomes (28.5%) in lift coefficient for the slot position (6% chord) from the leading edge which is higher than the slot position (11.5% chord) from the leading edge for an angel of attack (12^o).

المقدمة:

ان تاثيرات الاثارة الصوتية الداخلية على المعاملات الديناهوائية والطبقات المتاخمة المنفصلة لمقطع الاجنحة هي احدى الطرق التي استخدمت من قبل الباحثين لتحسين هذه المعاملات. حيث اجريت الاختبارات في انفاق هوائية مفتوحة على نماذج من الطائرات والاجنحة وذلك من اجل ايجاد افضل مستوى من التردد لتحسين المعاملات الديناهوائية. ونستعرض البحوث والدراسات السابقة التي لها علاقة بموضوع البحث الحالي.

اجرى [1] تجارب عملية على مقطع جنيح (LRN-(1)-1007) لتحسين الخواص الديناهوائية باستخدام الاثارة الصوتية الخارجية لمدى من رقم رينولدز ($4x10^4$ - $1.4x10^5$) اجريت التجارب في نفق هوائي مفتوح ولوحظ ان الانفصال ممكن السيطرة عليه بمستوى عالي من الترددات ما يعادل $\left(U_{\infty}^{\frac{3}{2}} \right)$ والذي يؤدي الى تحسين في الخواص الديناهوائية.

أجرى [2] تجارب عملية على مقطع جنيح نوع (018 - 633) NACA واسطوانة دائرية، لدراسة الاثارة الصوتية الداخلية في السيطرة على انفصال الطبقة المتاخمة. اجريت التجارب في نفق هوائي مفتوح ونفق دخاني. التجارب اجريت لارقام رينولدز مختلفة للدائرة عن الانموذج حيث كانت للدائرة ($2x10^4$) اما بالنسبة للانموج فكانت القيم ($1.8x10^4$, $3x10^5$). ان قيم التردد للدائرة يختلف عن الانموذج حيث كانت

للدائرة (50, 100, 250, 400, 700, 900) اما الانموذج (50, 100, 700) وزوايا الهجوم (8^o - 24^o). اظهرت النتائج ان الاثارة الداخلية هي العامل المسيطر على منقطة الانفصال.

اجرى [3] تجارب عملية لدراسة تاثير الاثارة الصوتية الداخلية علىانفصال الطبقة المتاخمة والاداء الايروديناميكي لجنيح نوعه NACA (63_3 - 018) عند الحافة الامامية. اجرى نوعين من التجارب، النوع الاول من التجارب كانت لقياس الضغط وحساب المعاملات الديناهوائية من معامل الضغط وقد اجريت في نفق هوائي مفتوح ولرقم رينولدز ($3x10^5$) ولزوايا هجوم (25^o - 3^o).

الاختبار الثاني كان في نفق دخان. اجرى الاختبار لرقم رينولدز ($1x10^4$). اظهرت النتائج القياسية تاخر في انفصال الجريان لزوايا هجوم اكبر من زوايا الانهواء كما لوحظ تحسن في الاداء الايروديناميكي اما نتائج اظهار الجريان فلوحظ اعادة اتصال الطبقة المتاخمة بالسطح بعد حدوث الاثارة الصوتية الداخلية.

اجرى [4] تجارب عملية لدراسة تاثير الاثارة الصوتية الداخلية على خصائص انفصال الجريان والاداء الايروديناميكي لمقطع جنيح NACA (63_3 - 018) ولزوايا هجوم عالية (24^o - 18^o). اجريت الاختبارات في نفق هوائي مفتوح ولمدى من سرع الهواء (35 m/s - 3). اظهرت النتائج بان الاثارة الداخلية تعمل على تغير خصائص الجريان وتحسن في الاداء الايروديناميكي وخاصة عند الزوايا العالية لانهواء النموذج.

اجرى [5] تجارب عملية على صفيحة درس فيها انفصال الطبقة المتاخمة على الزاوية الحادة والزاوية المستديرة ذات نصف قطر تقوس (20) مرة بقيمة سمك الازاحة للطبقة المتاخمة مستخدمة الاثارة الصوتية الخارجية. اجريت التجارب في نفق هوائي. التجارب اجريت لسرعة هواء (5 m/s) وقد توصل الى ان قيمة الارتفاع الموجي للاثارة عند الزاوية المستديرة تقل قيمتها الى النصف عن الزاوية الحادة.

اجرى [6] تجارب عملية على مقطع جنيح (NACA 0012) درس فيها تاثير الاثارة الخارجية على انفصال الطبقة المتاخمة. اجريت التجارب في نفق ريحي لمدى من زوايا الهجوم (10^o, 5^o, 0^o) وقيم رقم رينولدز ($150x10^3$, $100x10^3$, $57x10^3$) وتوصل الى انه في تدور معين قد يحصل اختزال او تقليل في منقطة الانفصال علاوة على تقليل الاثر للجنيح مما يتسبب زيادة في الرفع ونقصان في الكبح.

اجرى [7] تجارب عملية لدراسة تاثير تذبذب التقوس (Chamber Line) على الانفصال. اجريت التجارب لقيم من رقم رينولدز ($2.5x10^4$) و($5x10^4$) على مقطع جنيح NACA 4415 ومدى من زوايا الهجوم (9, 6, 3, 0) في نفق دخاني وقد لوحظ ان الانفصال ياخذ مساحة واسعة من سطح الجنيح عند عدم تذبذبه ولكن عند اهتزاز السطح العلوي فان منقطة الانفصال تقل.

اجرى [8] تجارب عملية في السيطرة على انفصال الطبقة المتاخمة الطباقية باستخدام الاثارة الصوتية الداخلية. الدراسة كانت على نموذج متكون من صفيحة مستوية ثبتت في نهايتها صفيحة مستوية مائلة عن الافق بزاوية (16^o). التجارب اجريت في نفق هوائي وقد وجد من خلال تجاربه انه يمكن منع حدوث الانفصال في الجريان في الجزء المائل من الصفيحة بواسطة صوت قبل الجزء المائل (الصفيحة الافقية).

اجرى [9] تجارب عملية على مقطع جنيح (NACA 0015) درس فيها تاثير الاثارة الصوتية في السيطرة على الانفصال اجريت التجارب في نفق ريحي من نوع مفتوح اجريت التجارب لرقم ينولدز ($2.8x10^5$). وقد حصل على منع حدوث الانفصال عند الحافة الامامية بالاضافة الى تاخير حدوث الانهواء.

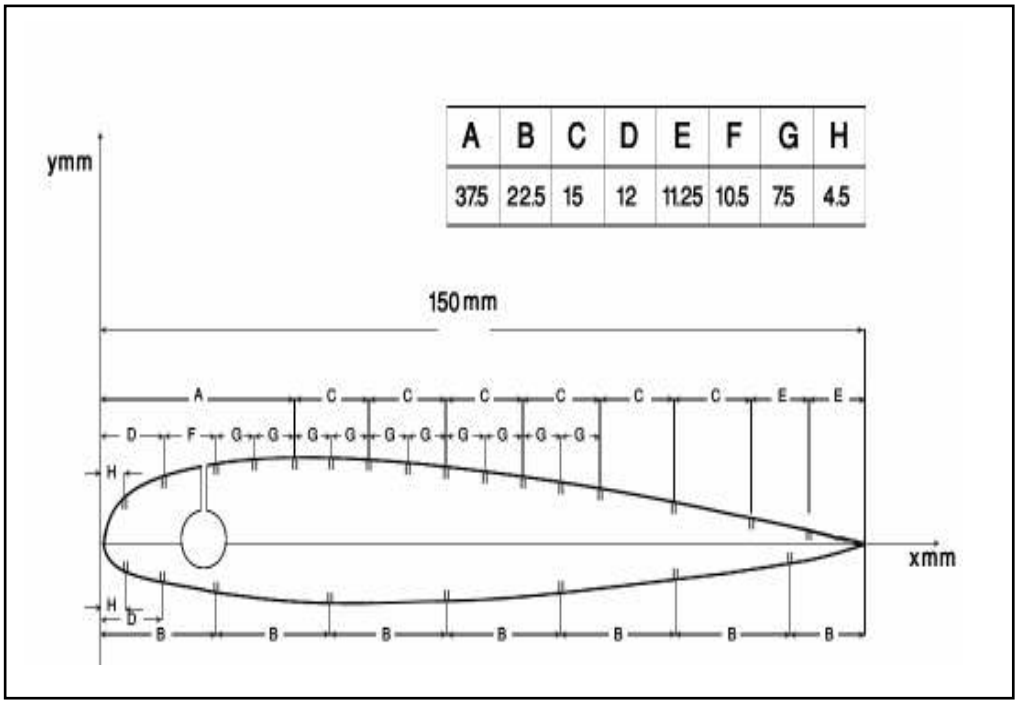
يتضمن البحث الحالي استخدام تقنية الاثارة الصوتية الداخلية لتحسين الخواص الديناهوائية لجريان المار حول المقاطع ذات سلسلة NACA 23015 (خمسة ارقام) مع دراسة تغير موقع الاثارة على المعاملات الديناهوائية حيث تم اخذ موقع اثارة (11.5%) وتر من الحافة الامامية والاخر بموقع اثارة (6%) وتر من الحافة الامامية. حساب توزيع معامل الضغط حول المقطع بدون اثارة ومع الاثارة ضمن زوايا هجوم (3^o, 6^o, 9^o, 12^o) ولمدى من الترددات Hz (50, 100, 150, 200, 250, 300, 350, 400).

التجارب العملية:

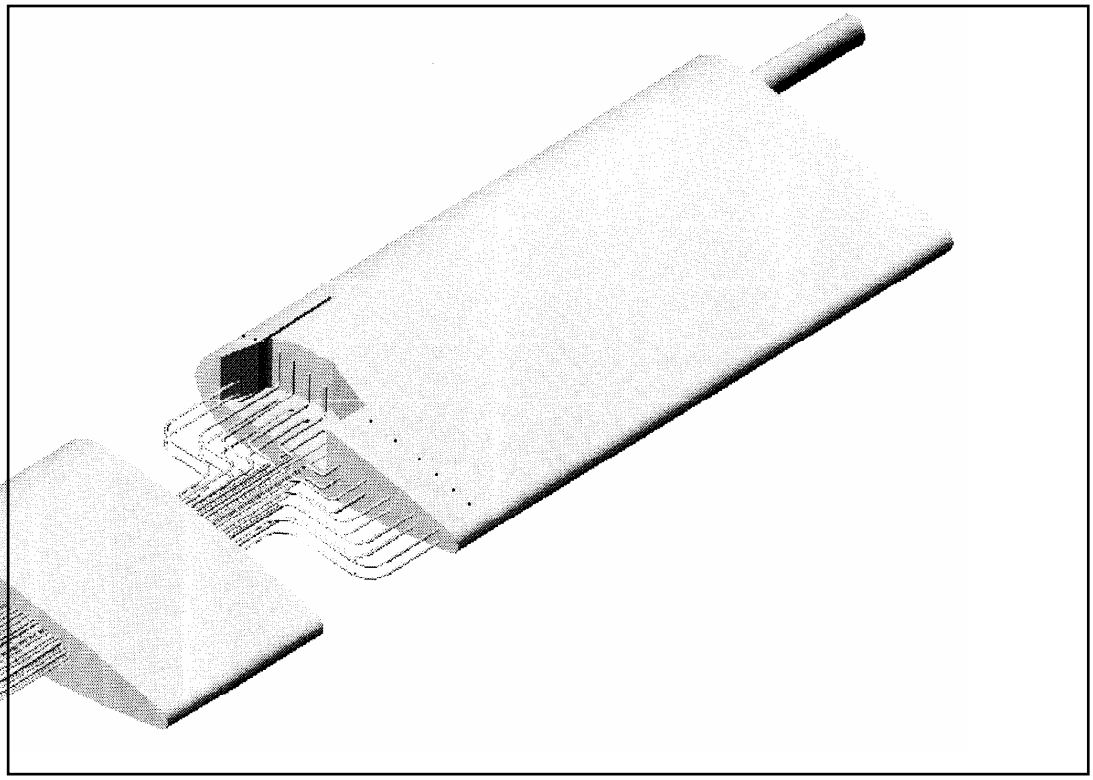
تم صنع نموذجين من جنيح ذي مقطع محدب غير متناظر (NACA23015) محليا من خشب الصاج. النموذجان ذي وتر طوله (150mm) وباع (305mm) يصنع النموذج من سطحين علوي وسفلي. ثقب السطح العلوي والسفلي للصفيحة لكل نموذج بعدد من الثقوب (16) و(8) على التوالي. الثقوب موزعة بصورة غير متساوية على سطح الجنيح (وضع عدد اكبر منها قرب الحافة الامامية) كما مبين في الشكل (١) ولقياس الضغط من خلال الفتحات تم تثبيت انابيب الضغط المصنوعة من مادة الفولاذ المقسى (ذي قطر خارجي 1mm وقطر داخلي 0.7mm) في ثقوب الضغط. من جهة ومن الجهة الاخرى تم توصيلها بمانوميتر متعدد الانابيب (multi tube manometer). لدراسة تاثير الاثارة الداخلية عمل شق على السطح العلوي وعلى بعد (11.5%) وتر من الحافة الامامية للنموذج الاول وعلى بعد (6%) وتر من الحافة الامامية للنموذج الثاني، الشقين بطول (10cm) وعرض (1mm). ربط كل شق بانبوب معدني ذي قطر (1cm) يمر من خلاله الصوت. لصق السطح العلوي بالسطح السفلي ليكون الجناح (كما مبين بالشكل(١))، وضع النموذج داخل مقطع الاختبار.

اجريت التجارب لرقم رينولدز ($Re=3.3x10^5$) وزوايا الهجوم (3^o, 6^o, 9^o, 12^o) على النموذج بعد وضعه داخل مقطع الاختبار.

تناولت التجارب محورين الاول منه قياس قيم توزيع الضغط قبل الاثارة والذي منه تم حسابه معامل قيم الضغط. المحور الثاني قياس قيم توزيع الضغط حول مقطع الجنيح اثناء الاثارة الصوتية. حيث يمرر الصوت في داخل الانموذج ويبثق الى مجال الجريان عبر الشق على النموذج. ان بثق الصوت لتردد معين تم من خلال مولد الدالات (function generator) والتي تضخم اشارته باستخدام مضخم قدرة (power amplifier) والاخر يربط بـ (loud speaker) حيث يدخل الصوت من خلاله الى الانموذج عبر الانبوب المعدن التجارب اجريت لمدى ترددات Hz (50, 100, 150, 200, 250, 300, 350, 400) ولمدى من زوايا الهجوم (3^o, 6^o, 9^o, 12^o) وشدة صوت ثابتة.



شكل (١): يبين المنظر الجانبي للمقطع مع الأبعاد.



شكل (٢): يوضح موقع الشق (11.5%) وتر من الحافة الأمامية.

الحسابات العملية:

حسب توزيع معامل الضغط Cp حول الانموذج تبعا للمعادلة التالية $\frac{P-P_{static}}{}$

$$Cp = \frac{P - P_{static}}{\frac{1}{2} S U_{\infty}^2} \quad \text{---------- (1)}$$

وحسبت معاملات القوى الديناهوائية من تكامل توزيع معامل الضغط على طول الوتر وكالتالي:

$$C_N = \int_0^1 (Cp_u - Cp_l)\, d(x/c) \quad \text{---------- (2)}$$

$$C_C = \int_{-y/c}^{y/c} Cp\, d(y/c) \quad \text{---------- (3)}$$

حسب معامل الرفع (C_L) ومعامل الكبح (C_d) من المعادلات التالية:

$$C_L = C_N \cos\alpha - C_C \sin\alpha \quad \text{---------- (4)}$$

$$C_d = C_N \sin\alpha + C_C \cos\alpha \quad \text{---------- (5)}$$

حيث ان :

P	الضغط	N/m^2
P_{static}	الضغط الاستاتيتي	N/m^2
C_{Pu}	معامل الضغط للسطح العلوي	
C_{Pl}	معامل الضغط للسطح السفلي	
C_N, C_C	معامل القوى بأتجاه y و x على التوالي	
α	زاوية الهجوم	
x	المسافة على طول سطح المقطع	m
y	المسافة المقاسة عموديا على السطح	m
c	طول الوتر	m

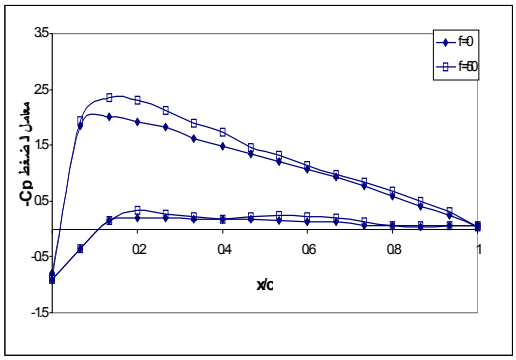
<u>النتائج والمناقشة:</u>

يبين الشكل (3) توزيع معامل الضغط لمقطع الجنيح (NACA23015) لزاوية هجوم (9^o) في حالة وجود او عدم وجود اثارة داخلية لمقطع الشق (11.5%) وتر من الحافةالامامية حيث يوجد تاثير واضح للاثارة الداخلية للسطح العلوي عن السطح السفلي اذ تزداد قمة السحب العلوي واقترابها من الحافة الامامية كما ان هناك فرق بالمساحة تحت المنحني في حالة وجود الاثارة الداخلية عن عدمها اذ تزداد المساحة من التردد (50Hz) الى (150Hz) وذلك لاضافة زخم للجزيئات ذات السرعة الواطئة بالقرب من السطح (خلال الاثارة الصوتية) وتقل الزيادة في المساحة عند زيادة التردد عن (150Hz) وتختلف قيم الزيادة في المساحة مع اختلاف الزاوية كما مبينة بالشكل (٤) حيث يلاحظ ان اقصى زيادة في المساحة تكون لزاوية (12^o) عند التردد (150Hz).

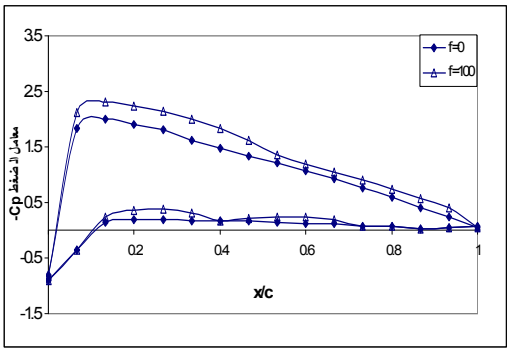
يبين الشكل (٥) توزيع معامل الضغط لمقطع ذاته (NACA23015) لزواية هجوم (9^o) و(12^o) ولكن بموقع اثارة اقرب للحافة الامامية (6%) (اقرب الى نقطة الانفصال) حيث يلاحظ فرق ايضا بالمساحة تحت المنحني في حالة وجود الاثارة الداخلية عن عدمها (التردد 0Hz) وتزداد المساحة بزيادة التردد ولكن بمقدار الزيادة تكون اعظم من حالة موقع الاثارة (11.5%) وتر من الحافة الامامية وذلك لان موقع الاثارة سوف يكون بالقرب من نقطة الانفصال مما يسبب اعادة تلامس الطبقة المتاخمة مع السطح والذي يؤدي الى زيادة في معامل الرفع. وتكون اعظم زيادة لتردد (150Hz) الزيادة مع زيادة التردد.

يبين الشكل (٦) تاثير قيم الترددات Hz (50, 100, 150, 200, 250, 300, 350, 400) والتي تكون ضمن الترددات الواطئة على معامل الرفع لمقطع (NACA23015) ولموقع شق (11.5%) وتر من الحافة الامامية ولزوايا هجوم (3^o, 6^o, 9^o, 12^o). اذ يلاحظ تحسن في معامل الرفع عند استخدام الاثارة الصوتية الداخلية مقارنة مع عدم استخدامها (التردد 0Hz) اذ يزداد الرفع بنسبة (10%) عند الاثارة الداخلية لتردد (50Hz) ولزاوية هجوم (12^o) عنه في حالة عدم وجود تردد، وتزداد هذه النسبة بزيادة التردد حتى تصل (20%) لتردد (150Hz) ولزاوية هجوم (12^o) ثم تقل النسبة بزيادة التردد حتى تصل (10%) لتردد (400Hz) وقد استخدم نفس (NACA23015) ولكن بموقع شق (6%) وتر من الحافة الامامية لقيم من الترددات Hz (50, 100, 150, 200, 250, 300, 350, 400) وزوايا الهجوم (3^o, 6^o, 9^o, 12^o) حيث يلاحظ زيادة في معامل الرفع مع زيادة التردد عنه في حالة عدم وجود التردد وتكون نسبة الزيادة (15%) لتردد (50Hz) ولزاوية (12^o) وتزداد النسبة حتى تصل (28.5%) لتردد (150Hz) ولزاوية (12^o) وتقل نسبة الزيادة مع زيادة التردد حتى تصل (12%) لتردد (400Hz) لزاوية (12^o) وكما مبين في الشكل (٧).

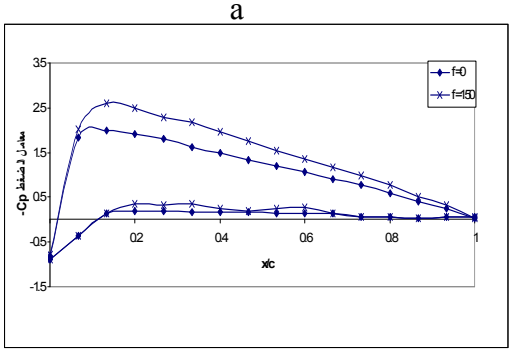
ويمكن القول ان افضل معامل رفع يمكن الحصول عليه في هذه الدراسة يكون ضمن مدى من الترددات (150Hz - 100) ويعزى سببه ان الاثارة الداخلية تسبب تحسن في الخلط وانتقال الزخم بين الجزئيات القريبة من سطح الجدار ذات السرعة القليلة وبين جزئيات المائع المثار مما يولد قمة سحب بالقرب من الحافة الامامية للسطح العلوي للجنيح والمؤدية الى زيادة معامل الرفع. والذي سببه وصول التردد الى رنين التجويف والتي عندها تردد طبقة القص الجهدية مساوية الى تردد الاثارة الصوتية أي عملية تبادل زخمي (منح طاقة) للجزئيات القريبة من سطح الجدار وبين جزئيات المائع المثار مما يؤدي الى تحويل الجريان الطباقي الى جريان اضطرابي وبالتالي تاخير الانفصال.



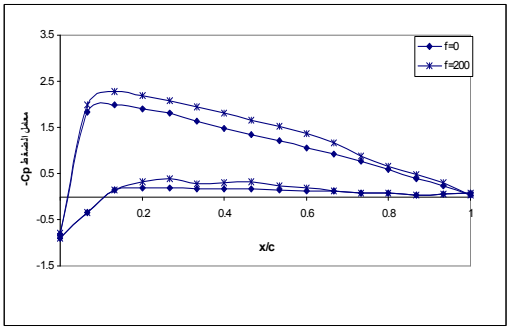
a



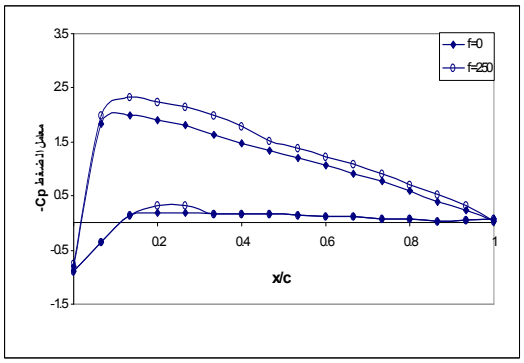
b



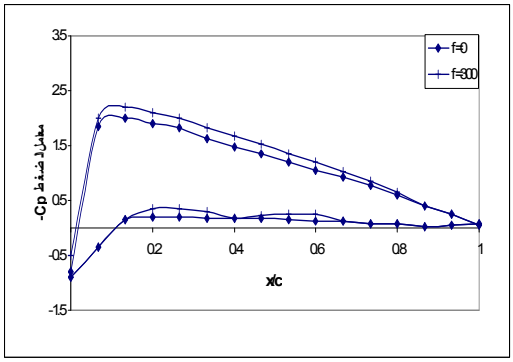
c



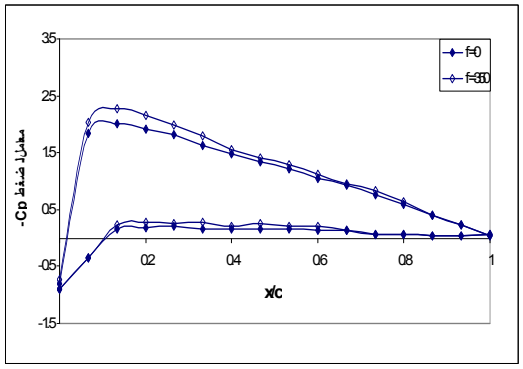
d



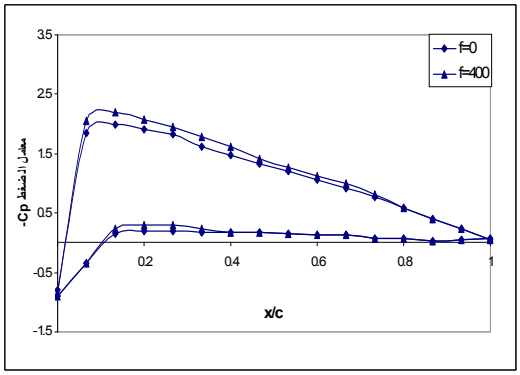
e



f

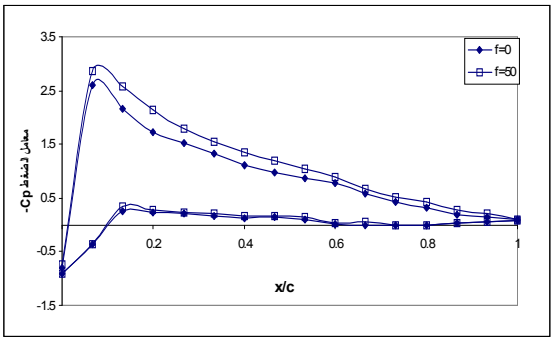


g

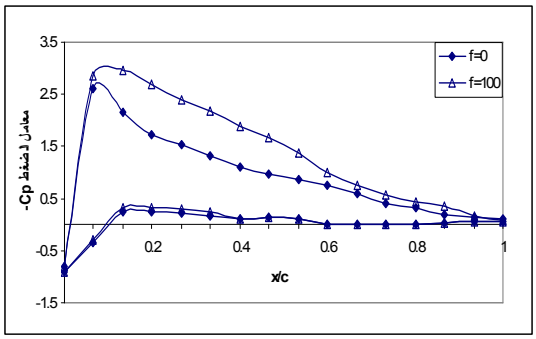


h

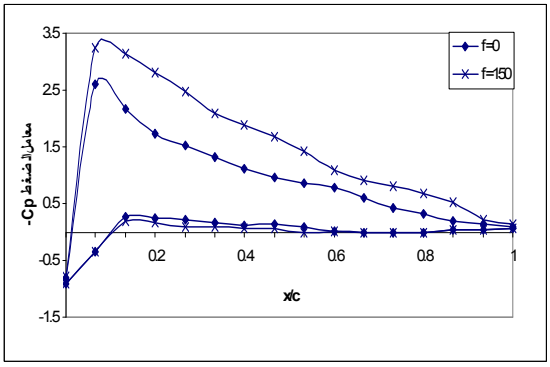
شكل (3): توزيع معامل الضغط على طول وتر مقطع NACA 23015 عند زاوية هجوم 9= وتردد ٥٠=f (a وتردد 100=f (b وتردد 150=f (c وتردد 200=f (d وتردد 250=f (e وتردد 300=f (f وتردد 350=f (g وتردد ٤٠٠=f (h لموقع شق 11.5% وتر



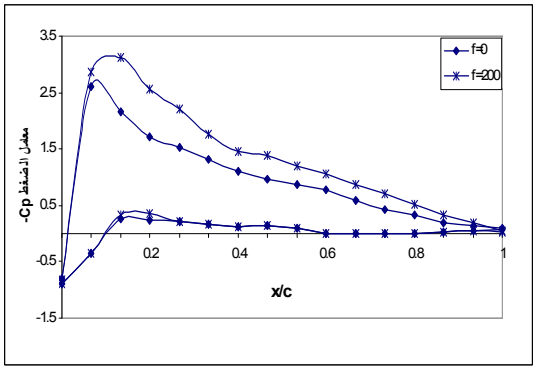
a



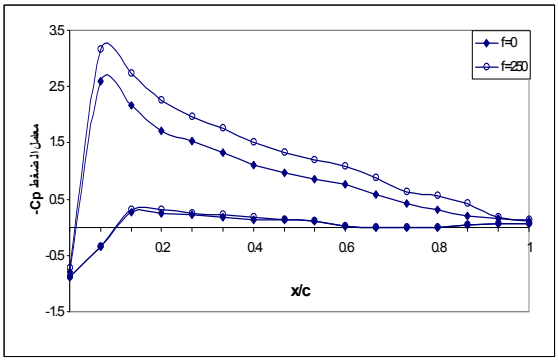
b



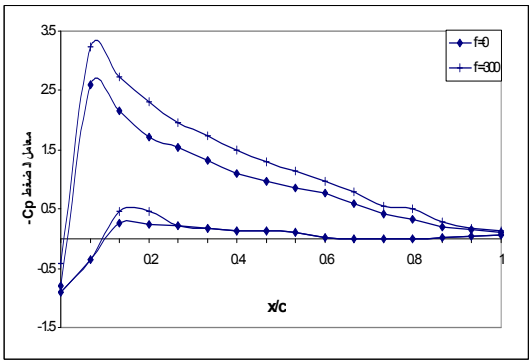
c



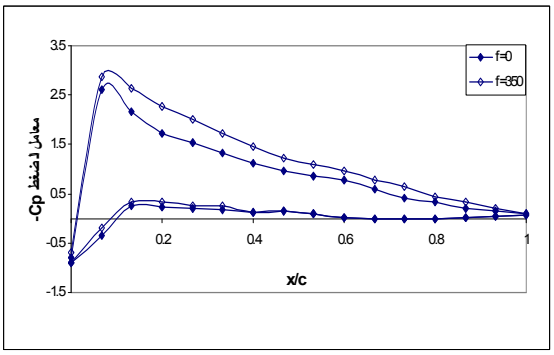
d



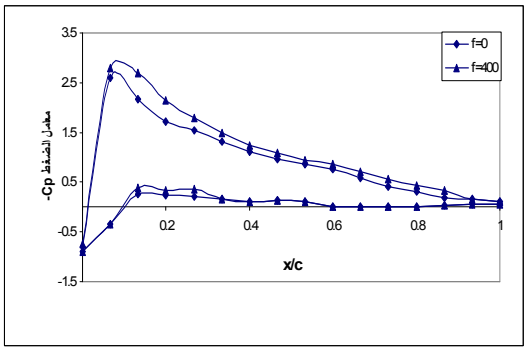
e



f

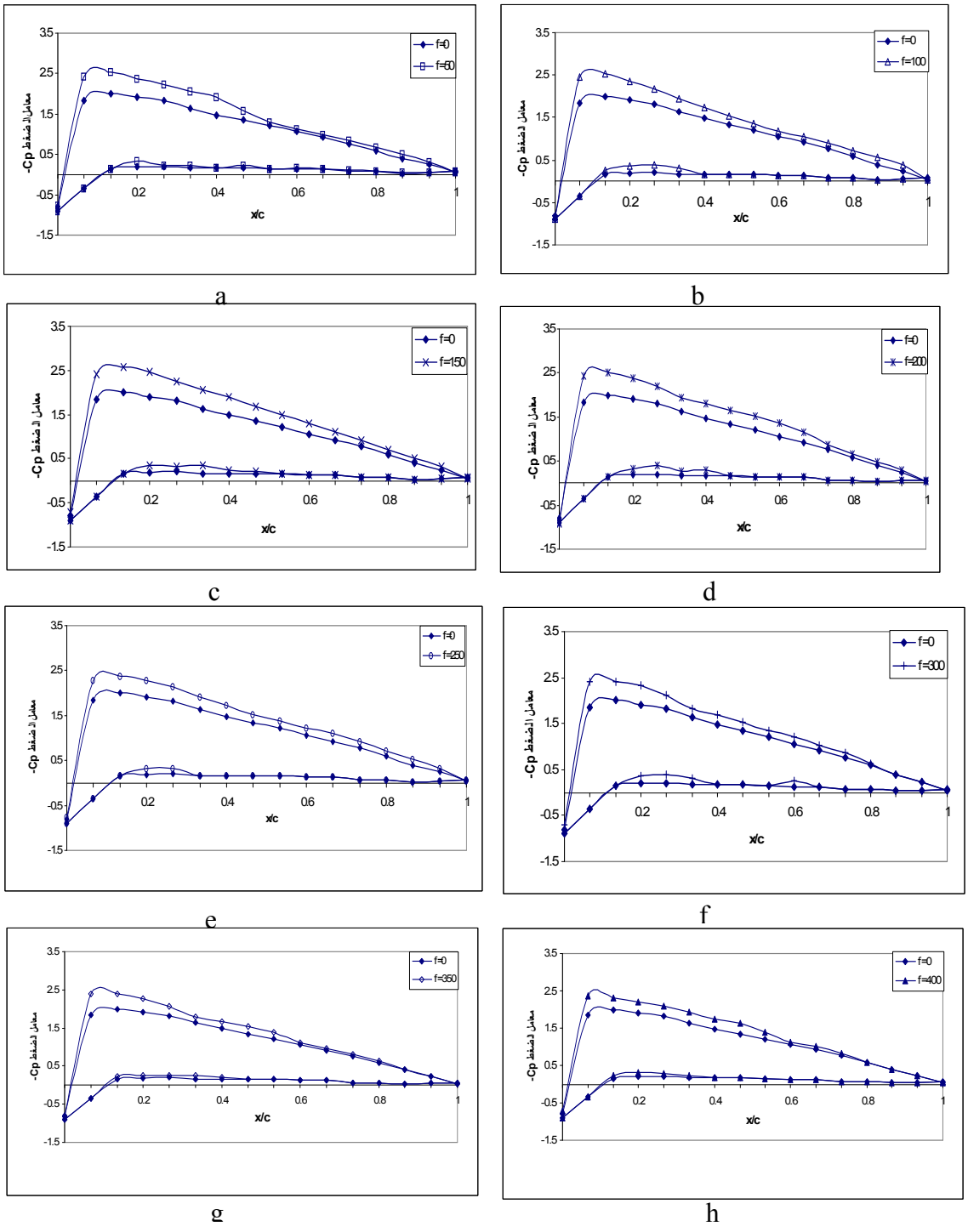


g

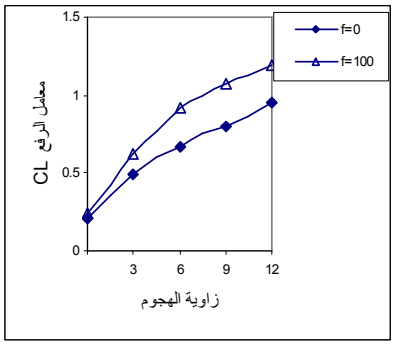


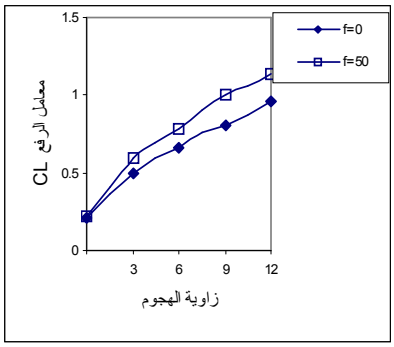
h

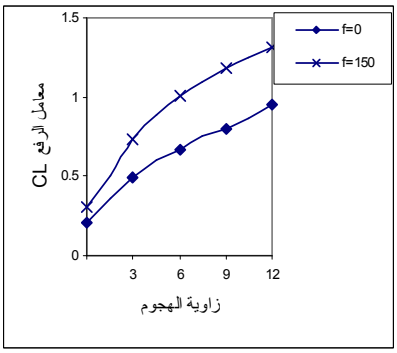
شكل (٤): توزيع معامل الضغط على طول وتر مقطع NACA 23015 عند زاوية هجوم α =12 وتردد f=٥0 a) وتردد f=100 b) وتردد f=150 c) وتردد f=200 d) وتردد f=250 e) وتردد f=300 f) وتردد f=350 g) وتردد f=٤٠٠ h) لموقع شق 11.5% وتر

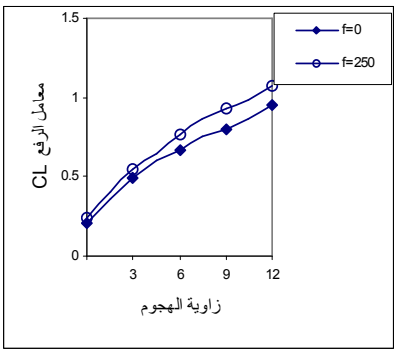


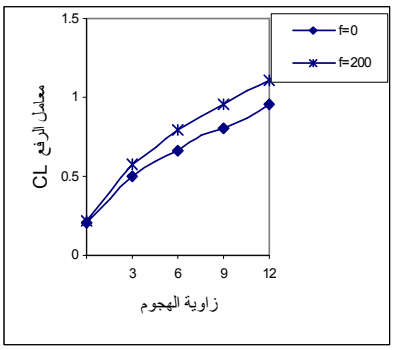
شكل (٥): توزيع معامل الضغط على طول وتر مقطع NACA 23015 عند زاوية هجوم ٩= α وتردد f=٥٥ a) وتردد f=100 b) وتردد f=150 c) وتردد f=200 d) وتردد f=250 e) وتردد f=300 f) وتردد f=350 g) وتردد f=٤٠٠ h) لموقع شق ٦% وتر.

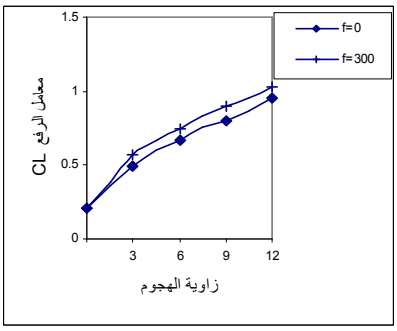

1.5
1
0.5
0
3
6
9
12
معامل الرفع CL
زاوية الهجوم
f=0
f=100

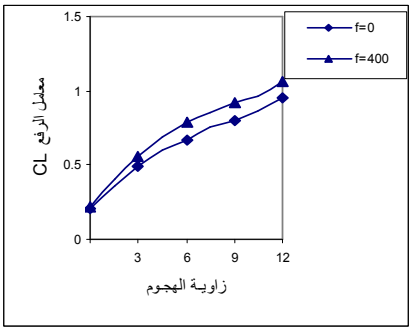

1.5
1
0.5
0
3
6
9
12
معامل الرفع CL
زاوية الهجوم
f=0
f=50

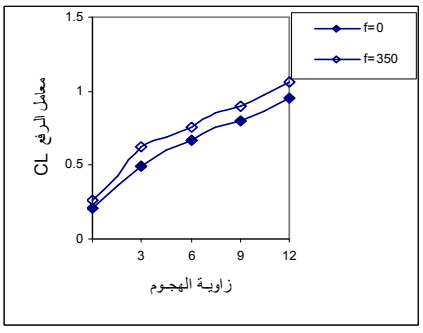

1.5
1
0.5
0
3
6
9
12
معامل الرفع CL
زاوية الهجوم
f=0
f=150


1.5
1
0.5
0
3
6
9
12
معامل الرفع CL
زاوية الهجوم
f=0
f=250

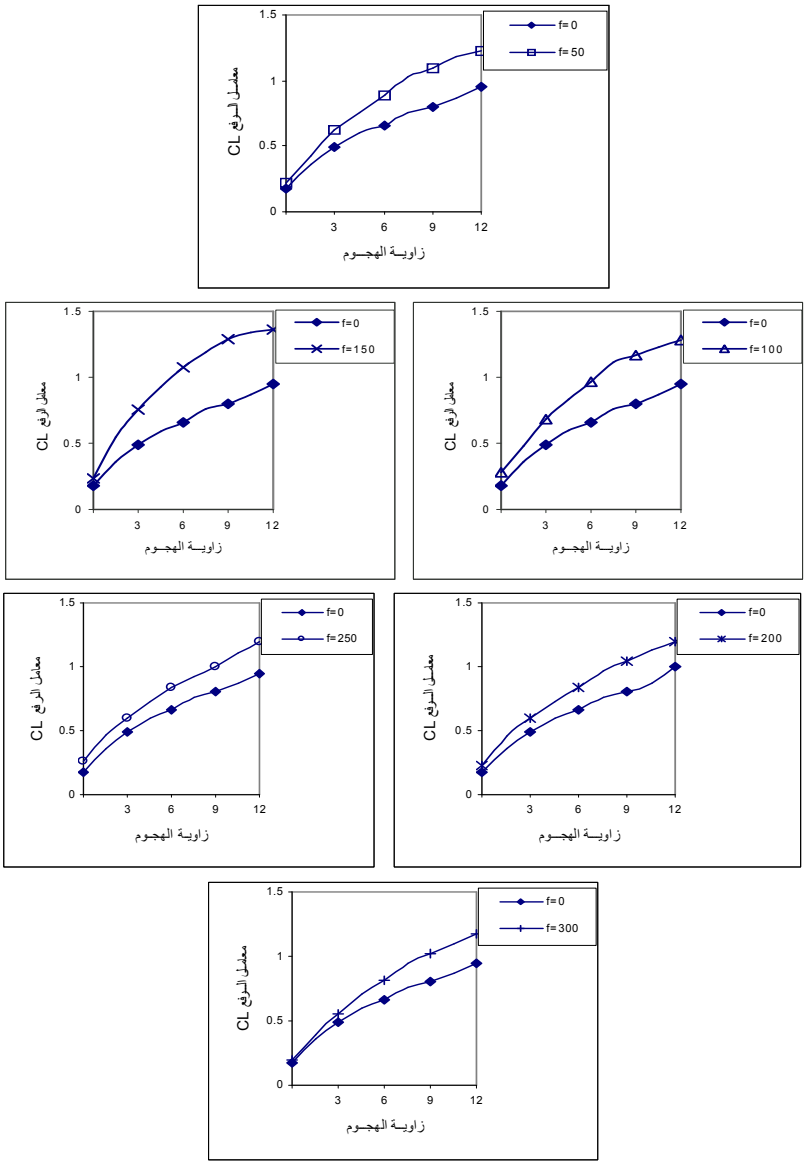

1.5
1
0.5
0
3
6
9
12
معامل الرفع CL
زاوية الهجوم
f=0
f=200

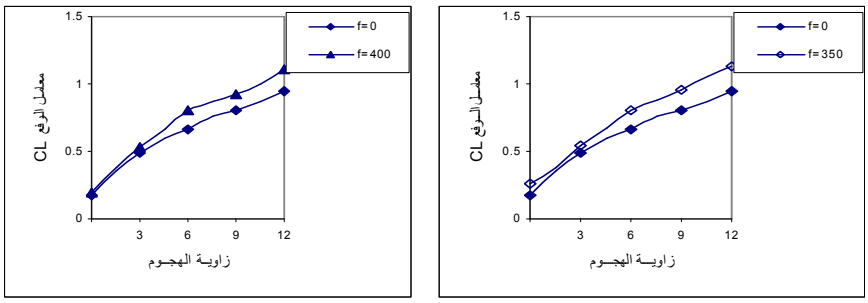

1.5
1
0.5
0
3
6
9
12
معامل الرفع CL
زاوية الهجوم
f=0
f=300


1.5
1
0.5
0
3
6
9
12
معامل الرفع CL
زاوية الهجوم
f=0
f=400


1.5
1
0.5
0
3
6
9
12
معامل الرفع CL
زاوية الهجوم
f=0
f=350

شكل (٦): يبين علاقة معامل الرفع مع زاوية الهجوم لقيم مختلفة من الترددات لمقطع NACA 23015 لموقع شق (11.5%)وتر.

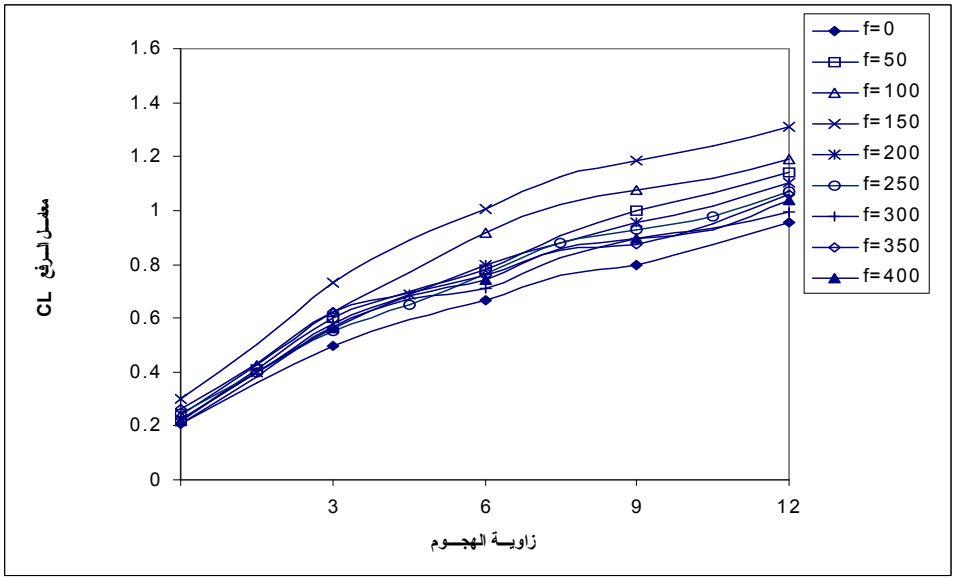




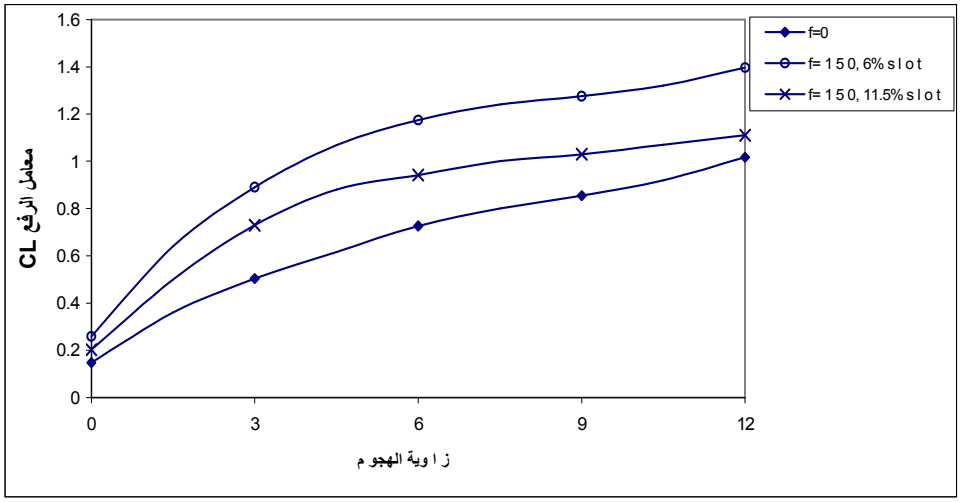
شكل (٧): يبين علاقة معامل الرفع مع زاوية الهجوم لقيم مختلفة من الترددات لمقطع NACA 23015 لموقع شق (6%)وتر.

وعند مقارنة قيم الرفع لزوايا الهجوم (3^o, 6^o, 9^o, 12^o) لقيم مختلفة من التردد Hz (50, 100, 150, 200, 250, 300, 350, 400) كما مبين في الشكل (8) لوحظ بان التردد (150Hz) يحقق اعلى معامل الرفع لجميع زوايا الهجوم.

ان تاثير تغيير موقع الشق على معامل الرفع عند اثارته بتردد (150Hz) لزاوية هجوم (3^o, 6^o, 9^o, 12^o) ممكن ملاحظته في الشكل (9). اذ تكون اعلى نسبة زيادة في معامل الرفع لموقع شق (6%) وتر من الحافة الامامية (28.5%) عند الزاوية (12^o) بينما تكون (20%) لموقع شق (11.5%) وتر من الحافة الامامية لنفس الزاوية وهذا يدل على ان استخدام موقع شق بالقرب من الحافة الامامية (6%) القريب من منطقة الانفصال سوف يحصل زيادة في معامل الرفع.

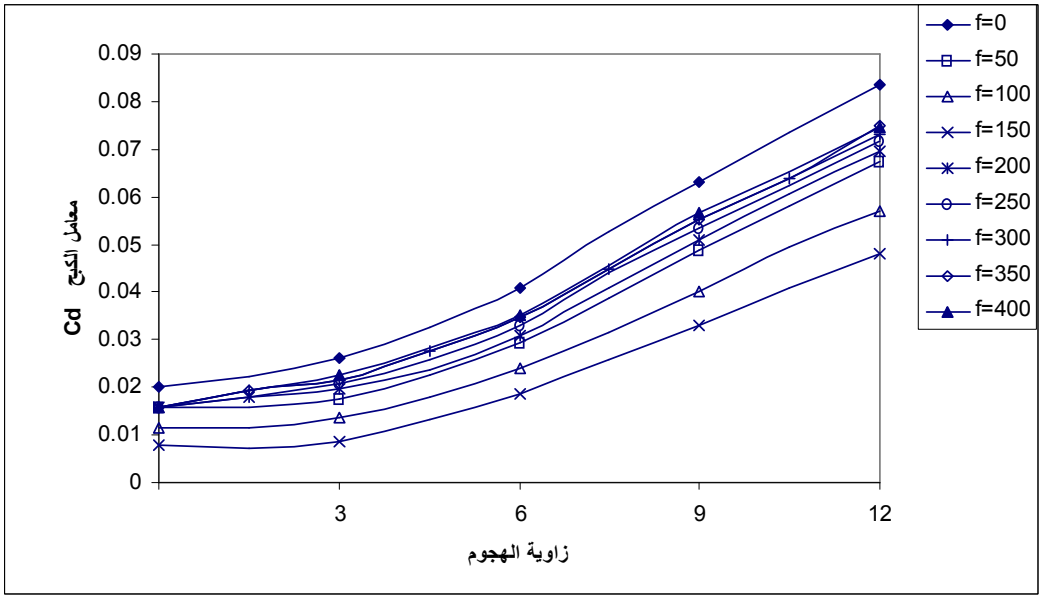


شكل (8): يبين علاقة معامل الرفع مع زاوية الهجوم لقيم مختلفة من الترددات لمقطع جناح NACA 23015 لموقع 6% وتر.

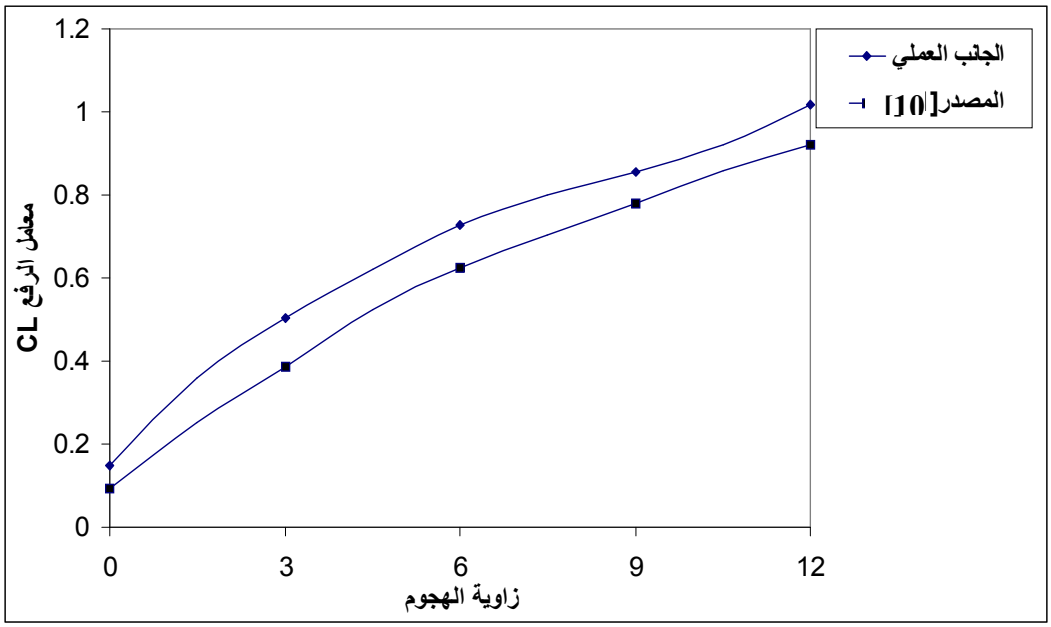


شكل (٩): يبين علاقة معامل الرفع مع زاوية الهجوم لقيم مختلفة من الترددات لمقطع جناح NACA 23015 لموقع (11.5% , 6) وتر.

اما الشكل (10) يبين تغير في معامل الكبح مع استعمال الاثارة الداخلية حيث يلاحظ نقصان في الكـــبح مع زيادة التردد اذ نحصل على اقل كبح عندما يكون التردد مساوي (150Hz) لوجود دوامة غير مـــستقرة تسبب في ارجاع تلامس الطبقة المتاخمة المنفصلة مع السطح ويؤدي الى تقليل منطقة الاثر والذي ينتج عنه تقليل الكبح. وقد قورن البحث الحالي مع الجانب العملي للبحوث السابقة [10] وحصل على توافق جيد بنسبة خطأ(18.7%) كما في الشكل (١١).



شكل(١٠): يبين علاقة معامل الكبح مع زاوية الهجوم لقيم مختلفة من الترددات لمقطع NACA 23015 لموقع شق (6%) وتر.



شكل(١١): يبين مقارنة علاقة معامل الرفع (الجانب العملي والمصدر[10]) مع زاوية الهجوم لمقطع NACA 23015.

الاستنتاجات:

1 . بينت النتائج العملية إن الإثارة الداخلية تسبب تحسين في المعاملات الديناهوائية.

2 . اعظم قيمة لمعامل الرفع يكون لتردد معين (150Hz) لجميع زوايا الهجوم لوصول التردد الى رنين التجويف والتي عندها تردد طبقة القص الجهديه مساوي الى تردد الإثارة الصوتية.

3 .إن تأثير تغير موقع الإثارة يسبب تحسن في المعاملات الديناهوائية حيث كلما يكون موقع الإثارة بالقرب من الحافة الأمامية أي بالقرب من قمة السحب (Suction peak) سوف يسبب زيادة في معامل الرفع.حيث لوحظ ان نسبة الزيادة في معامل الرفع لموقع شق (6 %)وتر من الحافة الأمامية(28.5%) أعلى من نسبة في الزيادة معامل الرفع (20%) لموقع شق(11.5%) وتر من الحافة الأمامية .

Reference:

1. K. B. M. Q. Zaman, A Bar-Sever& S. M. Mangalam, "*Effect of Acoustic Excitation on the Flow Over A low-Re Airfoil*" J-Fluid mech, Vol. 182, PP. 127 - 148, 1987.
2. Fei-Bin Hsiao, Chin-Fung Liu, and Jong-Yaw Shyut, *"Control of Wall Separated Flow by Internal Acoustic Excitation"*, Aiaa Journal, Vol. 28, No. 8,1990.

3. R. C. Change, F. B. Hsiao, R. N. Shyu, *"Forcing Level Effects of Internal Acoustic Excitation on the Improvement of Airfoil Performance"*, Journal of Aircraft, Vol. 129, No. 5, Sep. - Oct. 1992.
4. Hsiao F. B., J. J. Jihand and R. N. Shyn, *"The Effect Of Acoustics On Flow Passing A High-AOA Airfoil",* Journal of Sound and Vibration, Vol. 199, No.2, 1997.
5. Masahito Asai, Masakazce Kaneko, *"Experimental Investigation of Receptivity of Shear Layer Separating at a Convex Corner",* Fluid dynamics research, Vol. 27, PP.117 - 128, 2000.
6. Yarusevych S., J. G. Kawall & P.Sullivan , *"Influence of Acoustic Excitation on Airfoil Performanc at Low Reynolds Numbers",* ICAS congress. 2002
7. David Munday, Jamey Jacob*, "Active Control of Separation on Awing with Oscillating Camber"*, AIAA Journal of Aircraft, Vol. 39, No. 1, 2002.
8. Akira Nishizawa, Shohei Takagi, *"Toward Smart Control of Separation Around Awing"*, National Aerospace Laboratory of Japan, Chofu, Tokyo, 182 - 8522, 2003, Part1
9. Akira Nishizawa, Shohei Takagi, *"Toward Smart Control of Separation Around Awing"*, National Aerospace Laboratory of Japan, Chofu Tokyo, 182 - 8522, 2003, Part2
10. Nibras M.Mhdy , "Boundary *Layer Prediction by Using Differential Method*", M.S.c Thesis University of Technology,Iraq,2001.