تأثير نسبة الأبعاد وزاوية الهجوم في الأداء الايروديناميكي للسطوح الانسيابية[1]

المهندس جعفر علي كاظم[2] **الأستاذ المساعد الدكتور فريد أبو حامد[3]**

الأستاذ المساعد الدكتور حسن عبد الوهاب[4]

الملخص

تناول هذا البحث دراسة تأثير نسبة طول الجناح إلى عرض وزاوية الهجوم في أداء السطوح الانسيابية وكفاءتها. تكمن أهمية هذا البحث في بيان تأثير هذه النسبة في استهلاك الطائرة للوقود عند السرعات المختلفة للطيران.

اختبرت ثلاثة نماذج من السطوح الانسيابية نوع NACA0012 المتناظرة السطحين، بنسب مختلفة من الطول إلى العرض كما يأتي، AR=2، AR=2.7، AR=3، مع زاوية هجوم متغيرة تراوحت من 0 إلى 20 درجة، وعند سرعة جريان ثابتة للهواء مقدرها 35m/s.

تم أُجْرِيَ الاختبار في نفق هوائي سرعته القصوى تصل إلى حدود 75 m/s، مزود بحجرة اختبار مغلقة أبعادها 86×86 cm. بينت النتائج النهائية لهذا البحث أنَّ نسبة الأبعاد AR كان لها تأثير مهم في الأداء الايروديناميكي للسطوح الانسيابية ولاسيَّما تأثيرها الكبير في قوى الإعاقة على الجناح، وتبين النتائج أنَّ أفضل أداء قد تحقق عند النموذج ذي نسبة أبعاد الجناح AR=2.7 وحقق معامل كفاءة مقداره 36%، وضمن مدى زاوية الهجوم من 6 إلى 10 درجة وعند سرعة الرياح35m/s.

[1] أعد البحث في سياق رسالة الدكتوراه للمهندس جعفر علي كاظم بإشراف الأستاذ المساعد الدكتور فريد أبو حامد ومشاركة الأستاذ المساعد الدكتور حسن عبد الوهاب.

[2] قسم الطاقة الشمسية والطاقات المتجددة

[3] أستاذ مساعد– قسم الميكانيك العام – كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية– جامعة دمشق.

[4] أستاذ مساعد– قسم المكائن والمعدات الجامعة التكنولوجية– بغداد.

الرموز والمصطلحات:

مساحة السطح الانسيابي (m^2).....A

نسبة الأبعاد: طول الجناح إلى عرضة.....AR

طول وتر السطح الانسيابي(m).....c

معامل قوى الإعاقة (N) .....C_D

معامل الكفاءة.....C_E

معامل الإعاقة المحتثة من قوة الرفع.....C_{Di}

معامل قوى الرفع.....C_L

معامل عزم التدوير.....C_M

معامل الأداء.....C_P

قوى الإعاقة (N)..D.....

قوة الإعاقة المحتثة من قوة الرفع(N).....D_i

عامل الإعاقة المحتثة .....k

قوة الرفع (N).....L

عزم التدوير حول محور السطح الانسيابي(N.m)..M

الضغط في السطح العلوي للسطح الانسيابي P_1..(N/m^2)

الضغط في السطح السفلي للسطح الانسيابي P_2..(N/m^2)

سرعة جريان الهواء (m/s).....U

المسافة على امتداد الوتر من الحافة الأمامية للسطح الانسيابي ...x

زاوية الهجوم (درجة)..... α

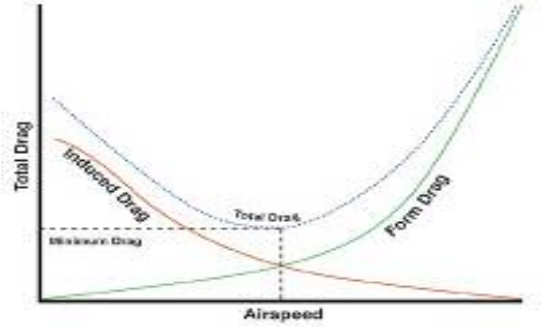
معامل جولان الهواء حول السطح الانسيابي..... Γ

كثافة الهواء (Kg/m^3)..... ρ

1- المقدمة (Introduction):

يؤدي معامل نسبة الأبعاد AR دورا مؤثرا في الأداء الايروديناميكي للأشكال الانسيابية، ويتداخل تأثيره مع البارامترات الأخرى. والقيمة المثالية لهذه النسبة لا تكون ثابتة بل تتغير مع سرعة الهواء، فعند كل سرعة جريان قيمه مثلى لنسبة أبعاد السطح الانسيابي، قيمة AR تحدد الملامح الخارجية لشكل الجناح. وتشير المراجع إلى أن تأثير نسبة الأبعاد في قيم معامل الإعاقة أكبر من تأثيرها في معامل الرفع [1]. وتكون قيمة AR مثالية للجناح عندما يحقق الجناح أكبر نسبة لقيمة C_L/C_d.

إن قوى الإعاقة التي يتعرض لها جسم يتحرك في مائع هي محصلة عدة أنواع من القوى، أولها قوى احتكاك المائع بسطح الجسم التي يعتمد مقدارها على عامل اللزوجة وطبيعة الطبقة الحدية المتشكلة وشكلها سواء أكانت صفائحية أو مضطربة. أما ثانيها فهي قوى الإعاقة الناتجة من الضغط الديناميكي على السطوح المواجهة لتيار الهواء، ويكون للشكل الهندسي ومساحة المقطع التأثير الأكبر فيها، و يتناسب مقدارها طردا مع مربع سرعة الهواء. والنوع الأخير هو قوى الإعاقة المتولدة بسبب انفصال الطبقة الحدية على السطح الانسيابي، حيث تولد دوامات تندفع إلى الخلف وتؤدي إلى حدوث تخلخل في الضغط خلف الجناح، ينتج عنها قوة سحب إلى الخلف. يوضح الشكل (1) علاقة قوى الإعاقة بسرعة الهواء، Lift-induced drag Wikipedia [1].



الشكل (1) علاقة قوى الإعاقة بسرعة الهواء.

يبين الشكل (1) أنَّ التغير في قوى الإعاقة مع سرعة الهواء هي علاقة متغيرة، في حين أنَّ قوى الرفع لها علاقة طردية مع مربع سرعة الهواء، ولذلك فإنّ لكل شكل انسيابي سرعة يمكن أن يحقق عندها أقل قوة إعاقة يمكن أن تؤدي إلى حالة مثالية في الأداء. ولذلك يكون طول الجناح في الطائرات السريعة قصيرا

ويميل إلى الخلف، في حين يكون طول الجناح كبيراً في الطائرات الشراعية البطيئة. إن ميكانيكية تأثير نسبة أبعاد الجناح في معامل الإعاقة تكون كما يأتي: في أثناء حركة الجناح في الهواء وبسبب اختلاف الضغط على سطحي الجناح، تتولد اسطوانة هوائية أسفل الجناح تسمى بالوسادة الهوائية يكون قطرها بطول الجناح، تندفع هذه الاسطوانة إلى الخلف بفعل حركة الجناح وتنحرف بزاوية إلى الأسفل وينتج عنها قوة رد فعل تمثل قوة الرفع، ويؤدي زيادة زاوية الانحراف إلى الأسفل إلى زيادة في قوى الرفع والإعاقة في الوقت نفسه، وهذا الجزء من قوى الإعاقة يسمى بقوة الإعاقة المحتثة من قوة الرفع (Induced drag)، ويقل مقدارها بزيادة نسبة AR. ويتم تعديل الجناح لزيادة زاوية الانحراف عند إقلاع الطائرات لأن السرعة تكون منخفضة حينها.

عمدت كثير من المراكز البحثية ومنذ مدة بعيدة على جمع البيانات الخاصة بالسطوح الانسيابية بالطرائق التجريبية، وكونت لديها قاعدة بيانات مهمة يمكن الاعتماد عليها بأغراض البحث.

تعرّف المواصفات الايروديناميكية للسطوح الانسيابية بطريقتين: الطرائق الحسابية التي تعتمد على نظريات الجريان بمختلف أنواعها، أو بالطرائق العملية وذلك باستخدام النفق الهوائي. وتشير المراجع التالية إلى طرائق مختلفة في التنبؤ بالخصائص الايروديناميكية للسطوح الانسيابية. يصف Jameson A. [2] طريقة حل الخوارزمية العددية التي وضعت في برنامج للتنبؤ بالخصائص الايروديناميكية للسطوح الانسيابية عند قيم رينولد المنخفضة، وقد أدخل فيها بعض الفرضيات لتبسيط الحل. يتطرق James J.[3] إلى علاقة الخصائص الايروديناميكية بالشكل الهندسي للسطوح الانسيابية عند سرع هواء دون سرعة الصوت. وتناول المرجع [4] اختبار تأثير ظروف الجريان حول السطح الانسيابي في قوى الإعاقة، لنوعين من الأشكال الانسيابية وهما NACA0012 وNACA4412. درس H.A. Hegn [5] تأثير الجريان المضطرب في الطبقة الحدية للسطوح الانسيابية، واستخدم نموذج حل نصف عملي (semi empirical formula). بين Gibbings J.C. [6] تأثير خشونة السطح وقيم Re في نمو الطبقة الحدية وحاول وضع نموذج رياضي يصف فيه الطبقة الحدية ولكنه اضطر إلى إدخال عوامل تصحيح اعتماداً على التجارب العملية. احتوى المرجع [7] على دراسة نظرية في طريقة تحقيقِ الأمثلة الوراثيةِ لتصميم السطوح الانسيابية (Genetic algorithm) وفق شروط مسبقة (boundary condition) وهي طريقة معقدة قد تعطي نتائج غير موضوعية. ودرس Soren H. [8] علاقة معامل الرفع والإعاقة بخشونة السطح الانسيابي، عند سرعة الجريان المنخفضة لأقل من 0.3 ماخ. حدد المرجع[9] الخصائص الايروديناميكية لسطح الانسياب نوع NACA0012 مع سرع جريان مختلفة، وذلك من خلال التجارب التي أجراها في النفق الهوائي.

بعد الدراسة المرجعية للأعمال السابقة الخاصة بنظريات تصميم الخصائص الايروديناميكية وحسابها للسطوح الانسيابية، تبين أنَّ معظم النماذج الرياضية التي وضعت للحل تنقصها الموثوقية. فقد أدخلت فيها كثير من الفرضيات القاسية بغرض تبسيط الحل، ولذلك يبقى الجانب العملي باستخدام النفق الهوائي هو الأداة الأكثر موثوقية وخصوصاً عندما يتداخل تأثير البارامترات المؤثرة. في هذا البحث دُرِسَ تأثير نسبة AR مع زوايا الهجوم على المواصفات الايروديناميكية للسطح الانسيابي نوع NACA0012 عند سرعة هواء ثابتة. ولكن هذا لا يقلل من أهمية

الدراسات النظرية لأنها المرشد الجيد للتجارب العملية التي يجب إتباعها، ودون هذه الدراسات لما أمكن التوصل إلى النماذج الممتازة لأنواع الطائرات ذوات السرعات المختلفة.

2- الدراسة النظرية (Theoretical study):

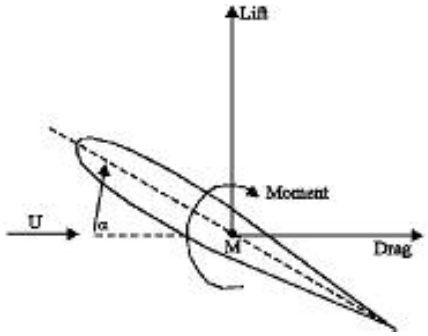
يعبر عن قوة الرفع L العاملة على السطح الانسيابي بتأثير الجريان المستمر للهواء من حوله، بالصيغة الآتية.

$$L = \rho U \Gamma \quad \text{.....(1)}$$

إذْ: ρ هي كثافة الهواء، U هي سرعة جريان الهواء، و Γ معامل التفاف الهواء حول السطح الانسيابي.

إن حركة الالتفاف حول الشكل الانسيابي تحدث فقط في حالة عدم تناظر الجريان حول السطح الانسيابي، ويعود ذلك إلى قيمة زاوية الهجوم وطبيعة تحدب سطح الانسياب[10]. يوضح الشكل (2) قوى الرفع وعزم التدوير على السطح الانسيابي، ويمكن التعبير عنها بالصيغة الآتية.

$$L = \int_0^C (P_2 - P_1)dx \quad \text{.....(2)}$$



الشكل (2) يوضح السطح الانسيابي والقوى المؤثرة علية.

$$M = -\int_0^C (P_2 - P_1)xdx \quad \text{.....(3)}$$

إذْ: c تمثل طول وتر الشكل الانسيابي، P_1 وP_2 هما دالة الضغط على السطح العلوي والسفلي من الشكل الانسيابي على التوالي.

إن فرق الضغط ما بين السطحين العلوي والسفلي يمكن أن يوضع كدالة لمنحنى السطح y=f(x)، كما يأتي:

$$P_2 - P_1 = P \cong U(x) \quad \text{.....(4)}$$

يمكن استخدام المعادلات (2، 3، 4) لاشتقاق معادلة تمثل قوى الرفع و عزم التدوير كدالة لمنحنى السطح.

$$L = U\int_0^C (x)dx \quad \text{.....(5)}$$

$$M = -U\int_0^C (x)xdx \quad \text{.....(6)}$$

إن قيمة قوة الرفع للحالة المستقرة يمكن تمثيلها بالصيغة الآتية:

$$L = \frac{1}{2}\rho U^2 A C_L \quad \text{.....(7)}$$

إذْ: A هي مساحة السطح الانسيابي(c×b=A)، c هو طول وتر الشكل الانسيابي، وb تمثل طول الجناح. يمكن وضع قوى الرفع وقوى الإعاقة وعزم الميل بصيغ لا بعدية وكما يأتي:

$$C_L = \frac{L}{0.5\rho U^2 A} \quad \text{.....(8)}$$

$$C_D = \frac{D}{0.5\rho U^2 A} \quad \text{.....(9)}$$

$$C_M = \frac{M}{0.5\rho U^2 A} \quad \text{.....(10)}$$

إذْ: C_L هو معامل الرفع الخاص لزاوية الهجوم المحددة وكذلك C_D يمثل معامل الإعاقة و C_M يمثل معامل عزم الميل.

أما قوى الإعاقة المحتثة من قوى الرفع فيمكن وضعها بالصيغة التالية.

$$D_i = \frac{1}{2}\rho U^2 A C_{Di} \quad \text{.....(11)}$$

$$C_{Di} = \frac{kC_L^2}{\pi A} \quad \text{.....(12)}$$

إذْ: k هو عامل الإعاقة المتحثة وتعتمد قيمته على

كيفية توزيع قوى الضغط أسفل الجناح، وتتراوح عملياً من 1.05 إلى 1.15، [11].

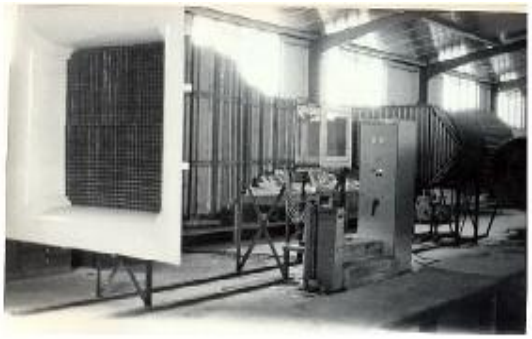
بالتعويض عن قيمة C_L في المعادلة (8) نحصل على:

$$C_{Di} = \frac{kL^2}{\frac{1}{4}\rho^2 U^4 A^2 \pi (AR)} \quad \text{.....(13)}$$

$$D_i = \frac{kL^2}{\frac{1}{2}\rho U^2 A \pi (AR)} \quad \text{.....(14)}$$

3- الجانب العملي (Experimental work):

اختبرت ثلاثة نماذج من السطح الانسيابي نوع NACA0012 بنسب أبعاد AR ومساحات مختلفة، مع سرعة رياح ثابتة مقدرها 35م/ث. أداة الاختبار المستعملة لإنجاز التجارب هو النفق الهوائي من النوع المستقيم المفتوح، الموجود في مختبر ديناميكا الهواء/كلية الرشيد/الجامعة التكنولوجية/ بغداد، والمزود بغرفة اختبار من النوع المغلق بأبعاد cm 86×86 ذات سرعة جريان قصوى بحدود 75 m/s أي أكثر من 0.2 ماخ، المرجع [12]، كما موضح بالشكل (3).



الشكل (3) النفق الهواء للسرعة المنخفضة كلية الرشيد/ بغداد.

إن المواصفات الجيومترية للنماذج لاختبارية الثلاثة هي كما يأتي:

النموذج الأول: المساحة =29× 14.7 = $426cm^2$ ونسبة AR=2 .

النموذج الثاني: المساحة =42.2×15.6=$660cm^2$ ونسبة AR=2.7.

النموذج الثالث: المساحة = 30× 10 = $300cm^2$ ونسبة AR=3.

سرعة جريان الهواء ثابتة ومقدارها 35 m/s.

زاوية الهجوم متغيرة من 0 إلى 20 درجة.

تتضمن نتائج التجارب، قوى الرفع والإعاقة وعزم التدوير للنماذج الثلاثة، كما هو مبين في الجداول (1)، (2)، (3).

جدول رقم(1) قوى الرفع والإعاقة وعزم التدوير للنموذج الأول AR=2

زاوية الهجوم	قوى الرفع (N)	قوى الإعاقة (N)	عزم التدوير (N.m)
0	0	0.7	0
2	9	1.2	0.01
4	18.7	1.5	0.02
6	28	2	0.03
8	35.5	2.5	0.04
10	42.5	3.3	0.06
12	46.8	4.5	0.08
14	40.5	10	0.1
16	37	13	0.12
18	36.5	16	0.14
20	36	18	0.17

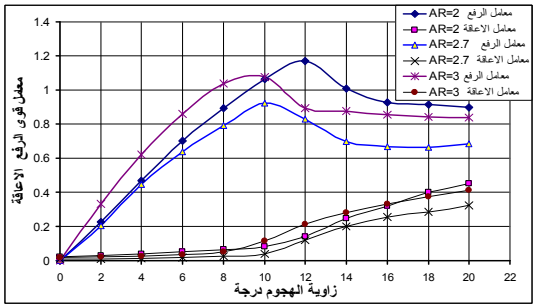
جدول رقم(2) قوى الرفع والإعاقة وعزم التدوير للنموذج الثاني AR=2.7

زاوية الهجوم	قوى الرفع (N)	قوى الإعاقة (N)	عزم التدوير (N.m)
0	0	0.3	0
2	8.2	0.36	0
4	17.8	0.5	0.01
6	25.6	0.7	0.02
8	31.6	1	0.03
10	36.9	1.5	0.04
12	33.2	7	0.06
14	27.9	9	0.08
16	26.7	10.3	0.1
18	26.5	11.5	0.13
20	27.3	13	0.15

جدول رقم(3) قوى الرفع والإعاقة وعزم التدوير للنموذج الثالث AR=3

زاوية الهجوم	قوى الرفع (N)	قوى الإعاقة (N)	عزم التدوير (N.m)
0	0	0.3	0
2	15	0.8	1.2
4	26	1	2
6	34	1.3	2.2
8	41	2	2.4
10	43	4.6	5.4
12	35.6	8.5	7.5
14	35	11.3	9.2
16	34.2	13.4	9.5
18	33.8	15.1	9.8
20	33.6	16.5	10.8

إن قيم قوى الرفع والإعاقة بقيمها المطلقة كما هو مبين في الجداول(1، 2، 3) لا تعبر بشكل دقيق عن الخواص الايروديناميكية للسطوح الانسيابية كما هو متعارف عليه، وباستعمال المعادلة (8) والمعادلة (9) تحول هذه القوى إلى معامل قوى الرفع ومعامل قوى الإعاقة، كما هو موضح بالشكل البياني (4).



الشكل (4) علاقة معامل قوى الرفع والإعاقة مع زاوية الهجوم للنماذج الثلاثة.

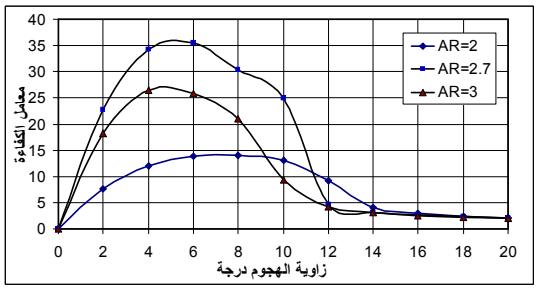
وإنَّ معامل الرفع للسطح الانسيابي هو إشارة مباشرة إلى قابلية الشكل الانسيابي على توليد قوى الرفع مؤثرة في الجناح.

ويوضح المخطط البياني أنَّ النموذج الأول ذا النسبة AR=2 قد حقق أعلى معامل رفع من بين النماذج الثلاثة بقيمة مقدارها C_L=1.17 عند زاوية الهجوم 12 درجة، وهذا يشير إلى أنَّ النموذج الأول يمكنه توليد قوى رفع أكبر من باقي النماذج على الإطلاق، ولكن هذه النتيجة لا تعدُّ كأساس للمفاضلة، إذ لم تؤخذ قوى الإعاقة بالحسبان.

تتم عملية المفاضلة ما بين السطوح الانسيابية وفق معامل الكفاءة C_E الذي يعبر عن مقدار قوى الرفع التي يمكن أنَّ يحققها السطح الانسيابي بأقل قوة إعاقة للجناح، كما يمكن التعبير عنها بالمعادلة الآتية:

$$C_E = \frac{C_L}{C_D} \quad \text{.....(15)}$$

وباستخدام هذه المعادلة نحول معامل الرفع ومعامل الإعاقة إلى معامل كفاءة، كما هو موضح بالشكل (5).



الشكل (5) علاقة معامل الكفاءة مع زاوية الهجوم للنماذج الثلاثة.

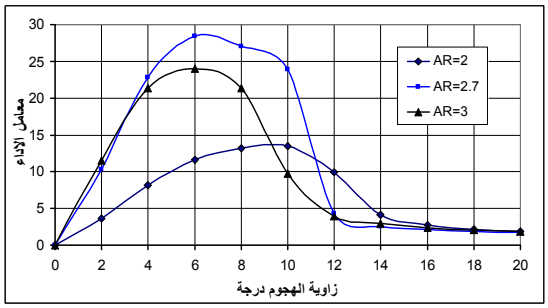
يتضح من الشكل أنَّ معامل الإعاقة يؤدي دوراً مهماً في تحديد كفاءة السطوح الانسيابية، حيث إن النموذج الأول الذي حقق أكبر قوة رفع أصبح أقل كفاءة من بين النماذج الثلاثة، وذلك لأنَّ قوة الرفع الكبيرة التي حققها ترافقت مع قوة إعاقة كبيرة على الجناح، وإن النموذج الثاني ذا نسبة الأبعاد AR=2.7 وعلى الرغم من تدني قوى الرفع التي ولدها كما هو مبين بالشكل (4)، فقد حقق أعلى معامل كفاءة من بين النماذج الثلاثة وذلك بسبب انخفاض قوى الإعاقة المتولدة على الجناح، ضمن قيم متغيرة من زاويا الهجوم من 2 إلى 10 درجات، ويبيّن الشكل استناداً إلى المعطيات التجريبية بأن القيمة القصوى لمعامل الكفاءة C_E=36 تحققت عند زاويا الهجوم من 4 إلى 6 درجات. إن

سطح الانسياب ذا البعد النسبي AR=3 قد حقق معامل كفاءة قدرها C_E=27عند زاوية الهجوم 5 درجات، كما أنَّ النموذج الأول من السطوح الانسيابية ذا نسبة الأبعاد AR=2, حقق كفاءة صغرى قيمتها C_E= 13.97.

تم اعتماد طريقة أخرى للمفاضلة ما بين النماذج الثلاثة استناداً إلى معامل الأداء، كما هو مبين في المعادلة(16).

$$C_P = \frac{C_L^{1.5}}{C_D} \quad \text{.....(16)}$$

إن معامل الأداء قليلا ما يستعمل وله مفهوم معامل الكفاءة نفسه. وقيمته تدل على قابلية السطوح الانسيابية على الأداء.



الشكل (6) علاقة معامل الأداء مع زاوية الهجوم للنماذج الثلاثة.

بتحليل المعطيات التجريبية بدلالة قيم معامل الأداء لسطوحِ الانسياب مع زاوية الهجوم كما موضح بالشكل (6) نلاحظ وجود تشابه في علاقة معامل الكفاءة مع وجود اختلاف بسيط. وهي تؤكد أنَّ السطح الانسيابي لنسبة الأبعاد AR=2.7 هو الأفضل من حيث الأداء والكفاءة من باقي النماذج. وأنّ أحسن أداء يقع ضمن مدى زوايا الهجوم من 6 إلى 10 درجة.

4- الاستنتاج (Conclusion):

1- إن عامل نسبة الأبعاد AR للسطوح الانسيابية من المواضيع المهمة في التصميم الايروديناميكي، والبحوث المتعلقة بهذا الموضوع قليلة نسبياً وإن مجمل البرامج الخاصة بالتصاميم الايروديناميكية لا تدخل هذا العامل في برامجها لذلك تضمن البحث تأثير هذا العامل في الأداء الايروديناميكي للسطوح الانسيابية الذي يعتمد على التجارب العملية في بيان تأثيره في الأداء.

2- تبين هذه الدراسة أنَّ قيمة AR لها تأثير مباشر في معامل الإعاقة أكثر من تأثيرها في معامل الرفع. فكلما زادت سرعة الجريان كانت نسبة الأبعاد AR المثالية أصغر، وهو ما يفسر كون الطائرات البطيئة لها طول جناح أكبر من الطائرات المقاتلة.

3- تشير الدراسة إلى أنَّ قيمة AR المناسبة لسرعة الطيران تؤدي إلى قيم مرتفعة لمعامل الكفاءة C_E ويؤدي ذلك إلى انخفاض استهلاك الوقود اللازم للطيران.

4- تم التوصل في الجانب العملي في هذا البحث إلى إيجاد نسبة البعد المثالية لجناح من نوع NACA 0012 عند سرعة هواء مقداره 35m/s .

توضح النتائج التجريبية أنَّ سطح الانسياب ذا نسبة الأبعاد AR=2 قد حقق أعلى معامل رفع مقارنة بالنماذج الأخرى، ولكن في الوقت نفسه كانت قيمة معامل الإعاقة عنده كبيرة، مما أدى إلى انخفاض معامل الكفاءة ومعامل الأداء إلى أدنى مستوى في النماذج الثلاثة. أما النموذج ذو نسبة الأبعاد AR=2.7 فقد حقق معامل رفع منخفضاً نسبياً مع أقل قيمة لمعامل الإعاقة، ولذلك فقد حققت أعلى معامل كفاءة وأداء ضمن مجال زوايا الهجوم من (2 –10) درجات. وبذلك تعدُّ النسبة 2.7 هي النسبة المثالية بين النماذج الثلاثة عند سرعة جريان الهواء قدرها 35m/s.

المراجع

1- Lift-induced drag From Wikipedia, the free encyclopedia 14, August 2007.
2- Jameson A., “Essential Elements of Computational Algorithms for Aerodynamic Analysis and Design”, NASA CR-97-206268, December, 1997, Report No. 97-68, p. 34.
3- James J., "Theoretical aerodynamic characteristic of sharp and circularly airfoils", January 1997.
4- Subsonic Aerodynamics of Airfoils and Wings. File Experimental drag for the NACA 0012 and 4412 airfoils, 2003.
5- H. A. Hegn, "Numerical Prediction of Dynamic Force Arbitrarily Pitched Airfoils", 1983.
6- Gibbings J.C., Boundary-Layer Transition Affected by Surface Roughness, 1997.
7- Chien, K., Genetic algorithm for aerodynamic inverse optimization problems. June 1989.
8- Soren Hjort, Incompressible Boundary Layer Instability and Transition, December 2003.
9- Michael S., Experimental aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoils, June 1989.
10- Helmholtz. D., "Numerical simulations of incompressible aerodynamic flows", 1998.
11- A methodology for the experimental extraction of indicial functions for streamlined and deck sections, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2003.
12- Jaafar A. K. "Design construction and calibration of low speed wind tunnel" MSc. Thesis 1986.

تاريخ ورود البحث إلى مجلة جامعة دمشق: 2010/2/23.