

Study of two-dimensional Flow around the NACA 0009 Airfoil using CFD

Ehab Saleh*

(Received 21 / 4 / 2024. Accepted 1 / 8 / 2024)

□ ABSTRACT □

The use of numerical methods to solve the flow equations helps in analyzing many physical phenomena related to the nature of flow, and their use has become possible after the tremendous development in the computer industry in terms of speed and storage capabilities. Therefore, investing in the numerical modeling loop played a major role from a design and operational perspective.

This research analyzes the two-dimensional flow around an airfoil using the Computational Fluid Dynamics (CFD) available in the Ansys-Fluent program, where the URANS method and the $k - \varepsilon$ turbulence model were used to close the system of equations. The study model is a two-dimensional model of an airfoil, which is a NACA 0009. The two-dimensional flow around the airfoil section with different angles of attack was studied, and both the velocity and pressure fields around the airfoil were analyzed.

Keywords: drift angle, airfoil, CFD, $k - \omega$ SST, ANSYS, URANS.

Copyright



:Tishreen University journal-Syria, The authors retain the copyright under a CC BY-NC-SA 04

* Academic Assistant, Department of Marine Engineering, Faculty of Mechanical and Electrical Engineering, Tishreen University, Latakia, Syria E-Mail: ehab.ms985@gmail.com

دراسة التدفق ثنائي البعد حول الجناح الرافع NACA 0009 باستخدام CFD

ايهاب صالح*

(تاريخ الإيداع 21 / 4 / 2024. نُجِّل للنشر في 1 / 8 / 2024)

□ ملخص □

إن استخدام الطرق الرقمية في حل معادلات الجريان يساعد في تحليل العديد من الظواهر الفيزيائية المرتبطة بطبيعة الجريان، ولقد أصبح استخدامها ممكناً بعد التطور الهائل في صناعة الحواسيب من حيث السرعة والقدرات التخزينية. وبالتالي فإن استثمار حلقة النمذجة الرقمية لعب دوراً كبيراً من الناحية التصميمية والتشغيلية. يتناول هذا البحث دراسة لبعض الظواهر المرافقة لجريان مائع حول جناح رافع باستخدام برنامج Ansys-Fluent الذي يعتمد تقنية ديناميك المائع الحسابي (Computational Fluid Dynamics, CFD) لحل المعادلات التفاضلية الناعمة للجريان، حيث تم استخدام طريقة الـ URANS (Unsteady Reynolds Averaged Navier Stocks Equation) ونموذج الاضطراب $k - \epsilon$ لإغلاق نظام المعادلات. نموذج الدراسة هو نموذج ثنائي البعد لمقطع في جناح رافع رفاص وهو مقطع جناح رافع من وكالة الفضاء الأمريكية ناسا موديل NACA 0009. حيث تم دراسة التدفق ثنائي البعد حول مقطع الجناح مع زوايا هجوم مختلفة، وتم تحليل كل من حقل السرعة والضغط حول الجناح.

الكلمات المفتاحية: زاوية الانحراف، الجناح الرافع، ميكانيك الموائع الحسابية، $k - \omega$ SST، برنامج الـ ANSYS، معادلات رينولدز نافيه ستوكس الوسطية.

حقوق النشر : مجلة جامعة تشرين- سورية، يحتفظ المؤلفون بحقوق النشر بموجب الترخيص



CC BY-NC-SA 04

*قائم بالأعمال - قسم الهندسة البحرية - جامعة تشرين - كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية - جامعة تشرين - اللاذقية - سورية.

إيميل: ehab.ms985@gmail.com

مقدمة:

يعد التصميم المبني على المحاكاة بدلاً من التصنيع والاختبار أقل كلفة وأكثر سرعة من الطرق التجريبية من أجل الحصول على بنك معلومات هائل ومحاكاة الظواهر الفيزيائية المعقدة للموائع والتي يصعب اختبارها عن طريق التجارب. إن الدراسة النظرية المثمرة للجريان حول الجناح الرافع ومن ثم ظهور نظرية الجناح التي بدأت بدراسة جريان المائع المثالي حول الأجسام العارضة والتقدم السريع الذي خطاه ميكانيك الطيران في أوائل القرن الماضي استند بصورة رئيسية إلى أسس علم الهيدروديناميك [1]. عند وضع جناح ذي امتداد لامتناه بحيث يصنع زاوية معينة مع اتجاه التيار الحر للمائع المثالي، فإن خطوط التيار حول مقطع الجناح ستغير مساراتها، تدعى الزاوية المتشكلة بين اتجاه سرعة التيار الحر للمائع ومحور تناظر مقطع الجناح بزاوية الهجوم. بما أن الطريق المسلوكة من قبل جزئيات المائع الجارية على السطح العلوي للجناح (ظهر الجناح) سيكون أطول من الطريق المسلوكة من قبل الجزئيات الجارية على السطح السفلي للجناح (بطن الجناح)، فإن سرعة التيارات المائية العلوية ينبغي أن تكون أكبر من سرعة التيارات المائية السفلية. نتيجة لذلك يحدث اختلاف في توزيع الضغط على وجهي الجناح عند زاوية هجوم معينة. من الملاحظ أن الضغط على الوجه العلوي (ظهر الجناح) يكون دائماً أقل من ضغط التيار الحر، بينما يحدث العكس على الوجه السفلي. فإذا تم اعتبار ضغط التيار الحر مبدأ القياس فالضغط على السطح العلوي يكون سالباً وعلى الوجه السفلي موجباً. يؤدي فرق الضغط إلى نشوء قوة تدعى بقوة الحمل أو الرفع تؤثر وفق منحى عمودي على اتجاه سرعة التيار الحر غير المضطرب [1].

دراسة الأجنحة الرافعة موضوع موجود منذ زمن بعيد ولازال مستمرا حتى الوقت الحالي، فهناك الكثير من الدراسات حول أجنحة ناسا المختلفة، على سبيل المثال لا الحصر ننصح القارئ بالاطلاع على الدراسات التالية [12]–[2]. في هذا البحث تمت الدراسة على جناح NACA 0009 باستخدام برنامج Ansys-Fluent [13] والذي يعتمد تقنية ديناميك المائع الحسابي لحل المعادلات التفاضلية الواصفة للجريان.

أهمية البحث وأهدافه:

- تكمّن أهمية وأهداف هذا البحث في مجموعة من الأمور يمكن تلخيصها كما يلي:
- دراسة الجريان ثنائي البعد حول الجناح الرافع NACA 0009.
 - دراسة تأثير زاوية الانحراف على خصائص الجريان حول الجناح المدروس.
 - دراسة تأثير زاوية الانحراف على قوة الرفع المؤثرة على الجناح.
 - استخدام تقنية الـ CFD وبرنامج الـ Ansys-Fluent لإتمام هذا العمل.

طرائق البحث ومواده:

- الطرق والمواد التي تم استخدامها في هذا البحث هي التالي:
- تم استخدام طريقة الـ CFD وطريقة الـ RANS وموديل الاضطراب $k - \epsilon$ من أجل حل معادلات نافيه ستوكس الناظمة للتدفق.
 - برنامج الـ Ansys-Fluent.
 - برنامج الـ Gambit من أجل بناء الشبكة الرقمية.

1 الشكل التفاضلي للمعادلات الناظمة للجريان:

1.1 الشكل التفاضلي للمعادلات الناظمة للجريان:

الشكل التفاضلي لمعادلة مصونية الكتلة في الإحداثيات الديكارتية، [14]–[16]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

الشكل التفاضلي لمعادلة مصونية كمية الحركة على المحور X:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \cdot u) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho \cdot u^2 + p - \tau_{xx}) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho \cdot u \cdot v - \tau_{yx}) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho \cdot u \cdot w - \tau_{zx}) - \rho \cdot g_x = 0 \quad (2)$$

الشكل التفاضلي لمعادلة مصونية كمية الحركة على المحور Y:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \cdot v) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho \cdot v \cdot u - \tau_{xy}) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho \cdot v^2 + p - \tau_{yy}) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho \cdot v \cdot w - \tau_{zy}) - \rho \cdot g_y = 0 \quad (3)$$

الشكل التفاضلي لمعادلة مصونية كمية الحركة على المحور Z:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \cdot w) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho \cdot w \cdot u - \tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho \cdot w \cdot v - \tau_{yz}) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho \cdot w^2 + p - \tau_{zz}) - \rho \cdot g_z = 0 \quad (4)$$

حيث P الضغط، u, v, w مركبات السرعة على المحاور الإحداثية x, y, z، إجهاد القص، ρ كثافة المائع.

1.2 معادلات رينولدز نافيه ستوكس الوسطية غير المستقرة RANS:

وهي عبارة عن تبسيط لمعادلات نافيه ستوكس، وتعتمد على تمثيل كل متغير في المعادلات بقيمته الوسطية مضافاً لها التغير الآني لهذا المتغير، وعليه يمكن كتابة هذه المعادلات بالصيغة الوسطية على الشكل التالي:

$$\frac{\partial \rho \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial \bar{u}_i \cdot \bar{u}_j}{\partial x_j} = \rho \bar{F}_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\tau}_{ij} - \rho \bar{u}'_i \bar{u}'_j) \quad (5)$$

حيث أن u'_i هي قيمة تأرجحات السرعة على المحاور الإحداثية الديكارتية. بينما $\bar{\tau}_{ij}$ يمثل إجهادات القص الصفائحية، وتعطى بالشكل:

$$\bar{\tau}_{ij} = \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

أما الحد الأخير من المعادلة τ_{ij} فيمثل إجهادات رينولدز المضطربة التي يعبر عنها من خلال مصفوفة الإجهادات التالية:

$$\tau_{ij} = \begin{vmatrix} -\rho \cdot u'_x u'_x & -\rho \cdot u'_x u'_y & -\rho \cdot u'_x u'_z \\ -\rho \cdot u'_x u'_y & -\rho \cdot u'_y u'_y & -\rho \cdot u'_y u'_z \\ -\rho \cdot u'_x u'_z & -\rho \cdot u'_y u'_z & -\rho \cdot u'_z u'_z \end{vmatrix} \quad (7)$$

مصفوفة إجهادات رينولدز المضطربة غير معلومة ويجب حسابها، حيث تجعل نظام المعادلة غير مغلق ومن هنا تتبثق الحاجة لاستخدام موديلات الاضطراب التي تقوم بحساب المصفوفة وإغلاق نظام المعادلات.

1.3 الشكل التكاملي للمعادلات الناظمة للجريان:

الشكل التكاملي لمعادلة مصونية الكتلة [14]–[16]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho dV + \iint_A \rho \vec{u} dA = 0 \quad (8)$$

بما أن مجموع القوى المؤثرة على حجم التحكم dV تساوي إلى معدل تغير كمية الحركة خلال الزمن، فيمكن كتابة معادلة كمية الحركة بالشكل التكاملي كما يلي:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho u_i dV + \int_A \rho u_i u_j dA = - \int_A T_{ij} dA + \int_V \rho f_i dV \quad (9)$$

حيث أن T_{ij} يمثل مصفوفة الإجهادات العامة ويمكن تحديدها تبعاً لفرضية نيوتن بالشكل التالي:

$$T_{ij} = - \left(p + \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \delta_{ij} + 2\mu S_{ij} \quad (10)$$

δ_{ij} هو ثابت كرونكر، الذي يأخذ القيمة 0 عندما $i \neq j$ ، والقيمة 1 عندما $i = j$. أما S_{ij} يمثل مصفوفة الانفعالات، وتعطى بالعلاقة:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (11)$$

2 الأبعاد الهندسية والبيئة الرقمية واعتباراتها:

2.1 الأبعاد الهندسية:

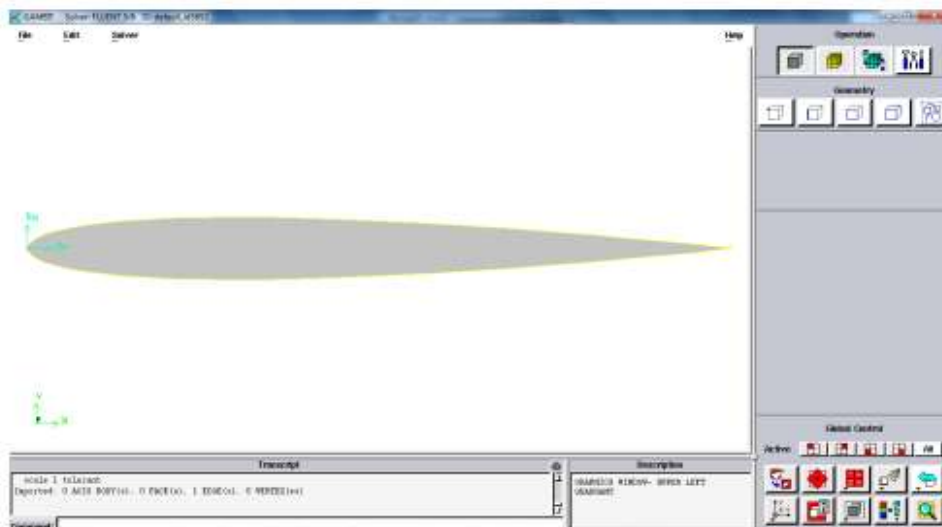
كما ذكر في الأعلى تم استخدام الجناح الرافع NACA 0009 في هذا العمل. تعطى إحداثيات الجناح كما في الجدول 1.

الجدول 1: إحداثيات النقاط للجناح الرافع NACA 0009 [17].

| 1 | 0 |
|---------|---------|
| 0.99572 | 0.00057 |
| 0.98296 | 0.00218 |
| 0.96194 | 0.00463 |
| 0.93301 | 0.0077 |
| 0.89668 | 0.01127 |
| 0.85355 | 0.01522 |
| 0.80438 | 0.01945 |
| 0.75 | 0.02384 |
| 0.69134 | 0.02823 |
| 0.62941 | 0.03247 |
| 0.56526 | 0.03638 |
| 0.5 | 0.03978 |
| 0.43474 | 0.04248 |
| 0.37059 | 0.04431 |
| 0.33928 | 0.04484 |
| 0.30866 | 0.04509 |
| 0.27886 | 0.04504 |
| 0.25 | 0.04466 |
| 0.22221 | 0.04397 |
| 0.19562 | 0.04295 |
| 0.17033 | 0.04161 |
| 0.14645 | 0.03994 |
| 0.12408 | 0.03795 |
| 0.10332 | 0.03564 |
| 0.08427 | 0.03305 |
| 0.06699 | 0.03023 |
| 0.05156 | 0.0272 |
| 0.03806 | 0.02395 |
| 0.02653 | 0.02039 |
| 0.01704 | 0.01646 |
| 0.00961 | 0.01214 |

| | |
|---------|----------|
| 0.00428 | 0.00767 |
| 0.00107 | 0.00349 |
| 0 | 0 |
| 0.00107 | -0.00349 |
| 0.00428 | -0.00767 |
| 0.00961 | -0.01214 |
| 0.01704 | -0.01646 |
| 0.02653 | -0.02039 |
| 0.03806 | -0.02395 |
| 0.05156 | -0.0272 |
| 0.06699 | -0.03023 |
| 0.08427 | -0.03305 |
| 0.10332 | -0.03564 |
| 0.12408 | -0.03795 |
| 0.14645 | -0.03994 |
| 0.17033 | -0.04161 |
| 0.19562 | -0.04295 |
| 0.22221 | -0.04397 |
| 0.25 | -0.04466 |
| 0.27886 | -0.04504 |
| 0.30866 | -0.04509 |
| 0.33928 | -0.04484 |
| 0.37059 | -0.04431 |
| 0.43474 | -0.04248 |
| 0.5 | -0.03978 |
| 0.56526 | -0.03638 |
| 0.62941 | -0.03247 |
| 0.69134 | -0.02823 |
| 0.75 | -0.02384 |
| 0.80438 | -0.01945 |
| 0.85355 | -0.01522 |
| 0.89668 | -0.01127 |
| 0.93301 | -0.0077 |
| 0.96194 | -0.00463 |
| 0.98296 | -0.00218 |
| 0.99572 | -0.00057 |
| 1 | 0 |

تم استخدام برنامج الـ Gambit لعملية رسم الجناح الرافع بالأبعاد المذكورة في الجدول 1 وذلك بإدخال الإحداثيات x , y كما يوضح الشكل 1.

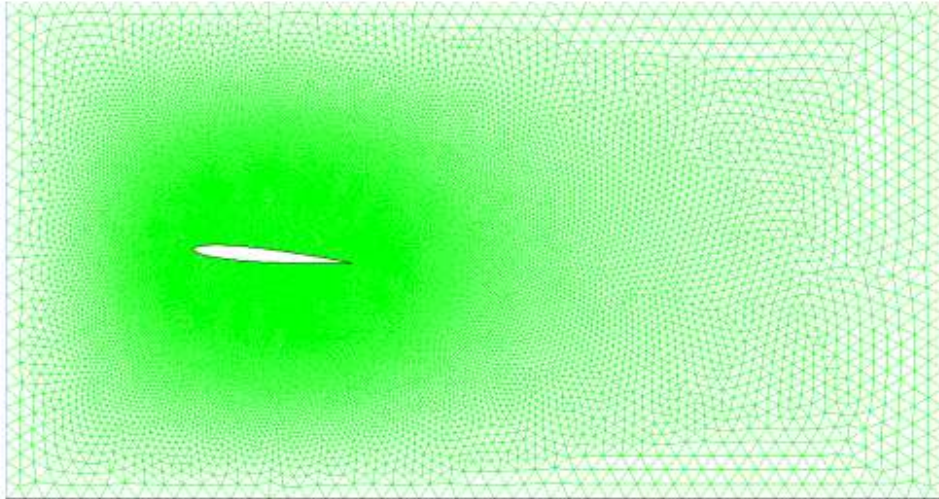


الشكل 1: رسم مقطع الجناح الرافع باستخدام برنامج Gambit.

يجب أن تكون المسافة بين الجناح والحافة العلوية والسفلية للنفق على الأقل خمسة أضعاف طول الوتر من أجل إزالة تأثير الحواف على التدفق حول الجناح الرافع، كما يجب أن تكون المسافة خلف مقطع الجناح الرافع إلى نهاية النفق على الأقل خمسة عشر ضعفاً من طول الوتر وذلك لتبني الأثر الذيلي للجريان خلف الجناح.

2.2 بناء الشبكة الرقمية:

يتوضع الجناح الرافع ضمن نفق مائي محدد الأبعاد، سيتم استخدام مبدأ انعكاس الجريان، حيث سيتم اعتبار أن الجناح الرافع ثابت وأن الماء هو الذي يتحرك بسرعة مساوية لسرعة الجناح الرافع وهي 10 m/s . تعتبر الشبكة الحاسوبية من الأمور المهمة جداً لتحسين دقة النتائج للحصول على مخططات أدق وظواهر أوضح. تتحدد دقة الشبكة الحاسوبية عن طريق تقسيم الحواف إلى عدد معين من النقاط ثم الوصل بينها بأشكال مختلفة وتكون هذه الأشكال مربعة أو مستطيلة للأشكال البسيطة كالأنابيب مثلاً، أو مثلثة للأشكال المعقدة مثل سطح الجناح. تزداد دقة النتائج مع زيادة دقة الشبكة الحاسوبية وعدد العناصر وعدد العقد ولكنها تصبح غير فعالة عند وصولها إلى الحد الذي تكون الزيادة في الدقة لا تزيد من دقة النتائج بشكل ملحوظ بالتالي يؤدي ذلك إلى استغراق وقت أكبر في الحل دون فائدة. لقد تم استخدام الشبكات الغير منتظمة في هذه الدراسة والتي تكون فيها الخلايا مثلثية الشكل كما هو موضح في الشكل 2، وكما هو واضح من هذا الشكل تم تعميم الشبكة الرقمية بشكل كبير جداً ف منطقة الطبقة الحدية بجوار الجناح الرافع وذلك من أجل حل التدرج في حقل السرعة في هذه المنطقة بشكل جيد.



الشكل 2: الشبكة الرقمية التي تم استخدامها.

2.3 تصدير الشبكة الرقمية إلى برنامج الـ Fluent:

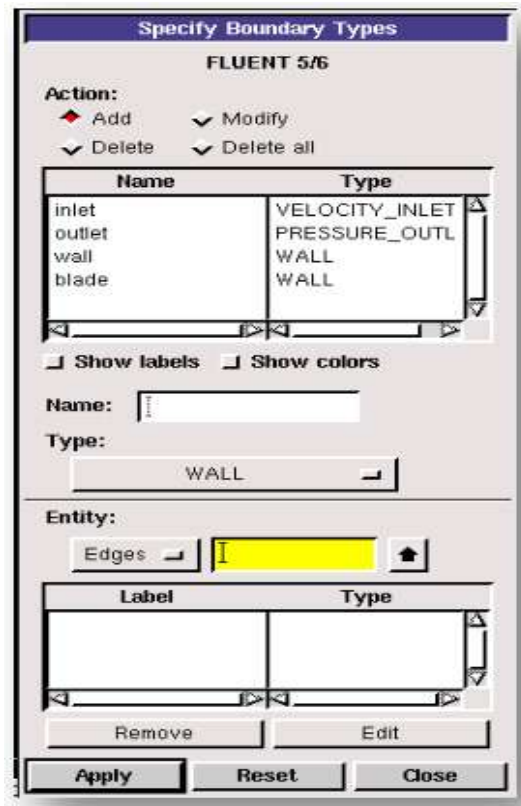
إن البرامج الهندسية بما فيها برنامج الـ Fluent يتعامل مع الأشكال على أساس الشبكة الحاسوبية أي يجب تصدير البرنامج كملف mesh ليتم التعامل معه في برنامج الـ Fluent. يوضح الشكل 3 نافذة تصدير الشبكة.



الشكل 3: نافذة تصدير الشبكة كملف .msh

2.4 تحديد الشروط الحدية:

يتم تحديد الشروط الحدية للنفق والجناح ضمن برنامج الـ Fluent كما هو موضح في الشكل 4.



الشكل 4: تحديد الشروط الحدية.

حيث نعتبر مدخل النفق هو مدخل سرعة، مخرج النفق هو مخرج ضغط، سطح النفق عبارة عن جدار و سطح الجناح الرافع عبارة عن جدار.

خطوات الحل:

بعد استيراد الشكل وتحديد النمط ثنائي البعد المستخدم في الحل نقوم بتحديد نوع الجريان المضطرب (الحقيقي) ويتم اختياره كما هو موضح في الشكل 5. كما يوضح هذا الشكل تم تحديد نوع الحلال المناسب وتحديد نوع الجريان (ثنائي البعد)، كما تم اختيار الحل الغير مستقر والذي يأخذ بعين الاعتبار تأثير الاضطراب على الحل.

Solver

Pressure Based
 Density Based

Space

2D
 Axisymmetric
 Axisymmetric Swirl
 3D

Velocity Formulation

Absolute
 Relative

Gradient Option

Green-Gauss Cell Based
 Green-Gauss Node Based
 Least Squares Cell Based

Formulation

Implicit
 Explicit

Time

Steady
 Unsteady

Transient Controls

Non-Iterative Time Advancement
 Frozen Flux Formulation

Unsteady Formulation

Explicit
 1st-Order Implicit
 2nd-Order Implicit

Porous Formulation

Superficial Velocity
 Physical Velocity

OK Cancel Help

الشكل 5: يوضح تحديد نوع الجريان واختيار الحل المناسب للحل.

بعد الانتهاء من الخطوات السابقة يتم تحديد موديل الاضطراب المستخدم كما هو موضح في الشكل 6.

Model

Inviscid
 Laminar
 Spalart-Allmaras [1 eqn]
 k-epsilon [2 eqn]
 k-omega [2 eqn]
 Reynolds Stress [5 eqn]

k-epsilon Model

Standard
 RNG
 Realizable

Near-Wall Treatment

Standard Wall Functions
 Non-Equilibrium Wall Functions
 Enhanced Wall Treatment
 User-Defined Wall Functions

Options

Full Buoyancy Effects

Model Constants

Cmu
0.09

C1-Epsilon
1.44

C2-Epsilon
1.92

TKE Prandtl Number
1

User-Defined Functions

Turbulent Viscosity
none

Prandtl Numbers

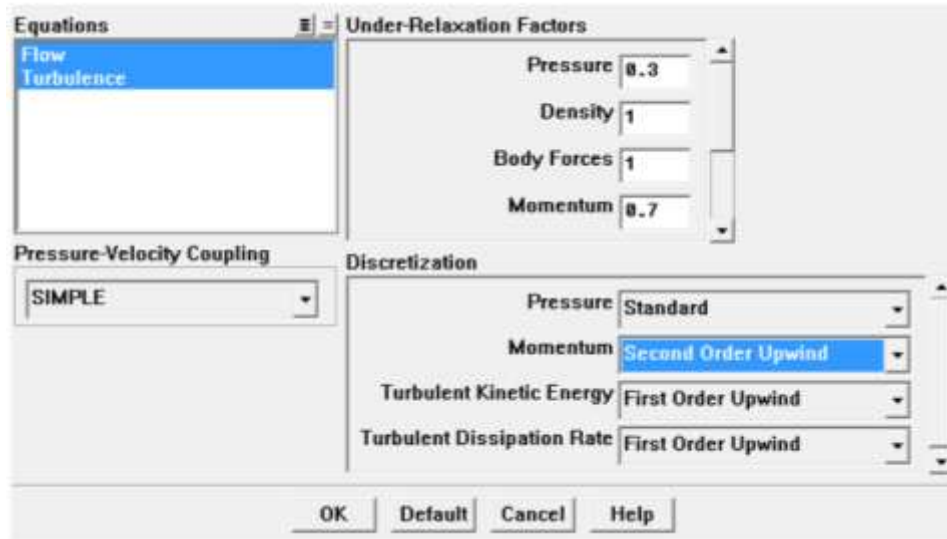
TKE Prandtl Number
none

TDR Prandtl Number
none

OK Cancel Help

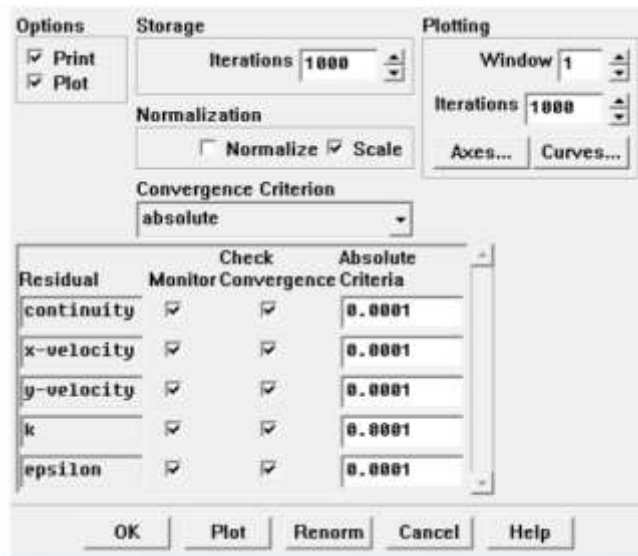
الشكل 6: تحديد موديل الاضطراب المستخدم.

تم اختيار حلال الـ SIMPLE لحل المعادلات الناظمة للتدفق كما تم تحديد طريقة حل كل حد من حدود المعادلات الناظمة كما هو موضح في الشكل 7.



الشكل 7: اختيار الحلال وطريقة حل كل حد من حدود المعادلات الناظمة.

لتقليل الارتياح في الحل نختار مقدار الارتياح 0.0001 كما هو موضح في الشكل 8 وهنا يجب الانتباه إلى أن الزيادة الكبيرة في الدقة قد لا تكون ذات أهمية كبيرة عند وصولها إلى قيمة معينة وتؤدي إلى استغراق وقت أكبر في الحل دون زيادة دقة النتائج.



الشكل 8: تحديد نسبة الارتياح.

بعد الانتهاء من الخطوات السابقة نقوم بتهيئة الحل Initialization، ومن ثم نقود بتحديد مقدار الخطوة الزمنية وعدد الخطوات الزمنية اللازمة للحصول على الحل النهائي ونحدد العدد الأعظمي للتكرارات في كل خطوة زمنية كما هو موضح في الشكل 9 ونبدأ بعدها بعملية الحل.

Time

Time Step Size (s)

Number of Time Steps

Time Stepping Method

Fixed
 Adaptive
 Variable

Options

Data Sampling for Time Statistics

Iteration

Max Iterations per Time Step

Reporting Interval

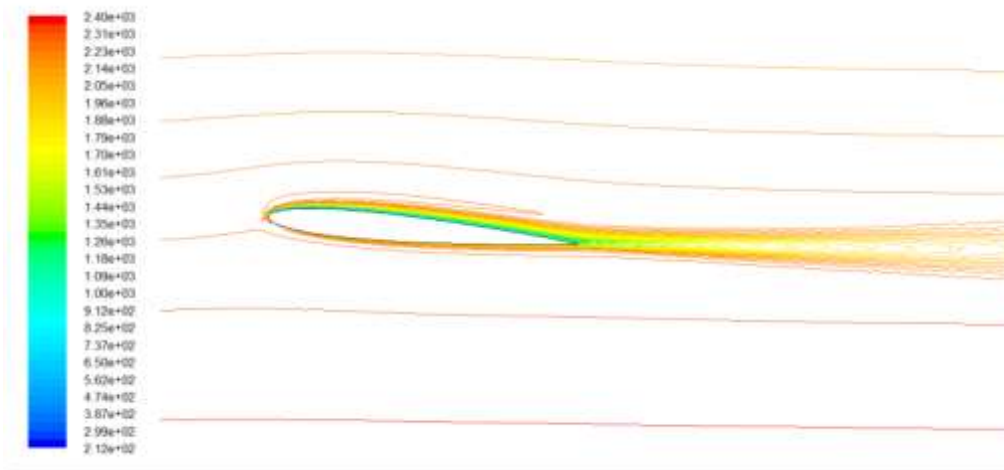
UDF Profile Update Interval

الشكل 9: تحديد قيمة الخطوة الزمنية وعدد الخطوات والتكرارات ضمن كل خطوة.

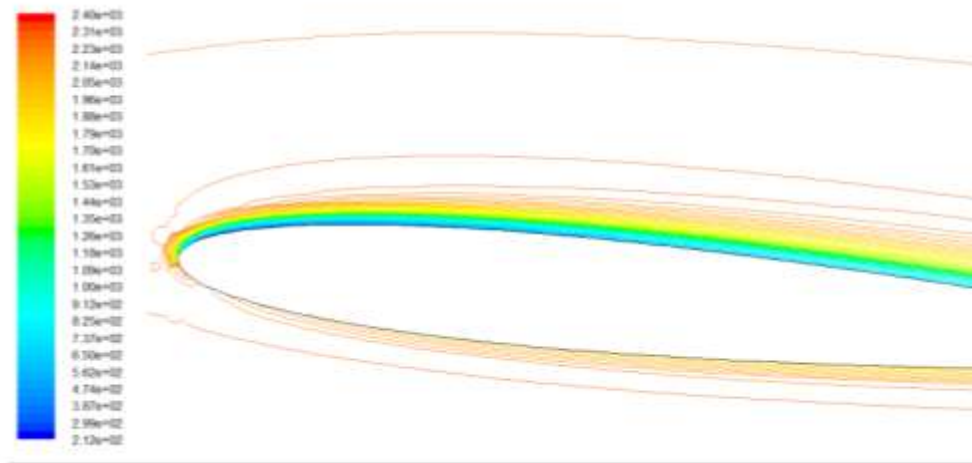
النتائج والمناقشة:

حقل الضغط:

يبين الشكل 10 توزيع خطوط الضغط على ظهر وبتن الجناح الرافع عند زاوية الهجوم $\alpha = 5^\circ$ والذي يتوافق بشكل كبير مع الدراسة النظرية ونظرية الجناح الرافع حيث يظهر ارتفاع الضغط على الوجه السفلي للجناح وانخفاضه على الوجه العلوي ونتيجة فرق الضغط تنشأ قوة الحمل أو الرفع والتي تؤثر وفق منحنى عمودي على اتجاه سرعة التيار الحر.

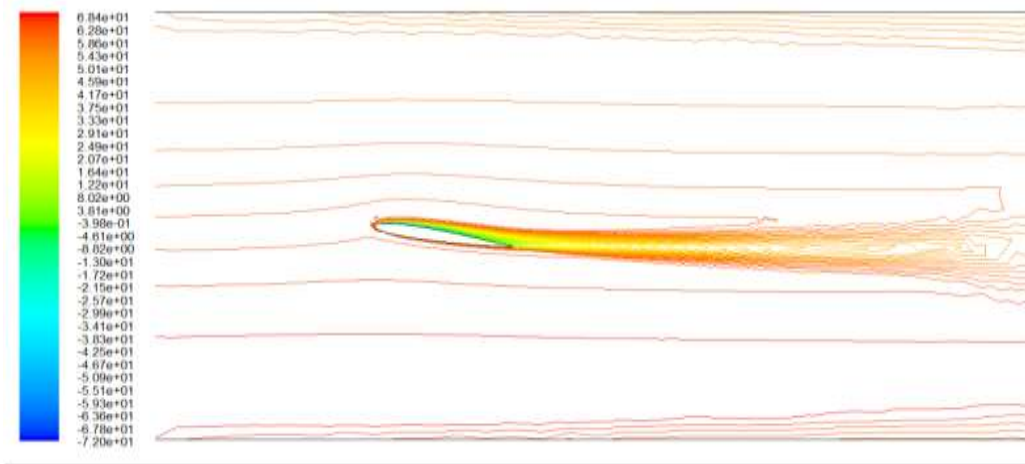
الشكل 10: حقل الضغط عند زاوية الهجوم $\alpha = 5^\circ$.

ويبين الشكل 11 صورة أقرب للجناح الرافع حيث يظهر فيها الفرق في الضغط جلياً على وجهي الجناح الرافع.



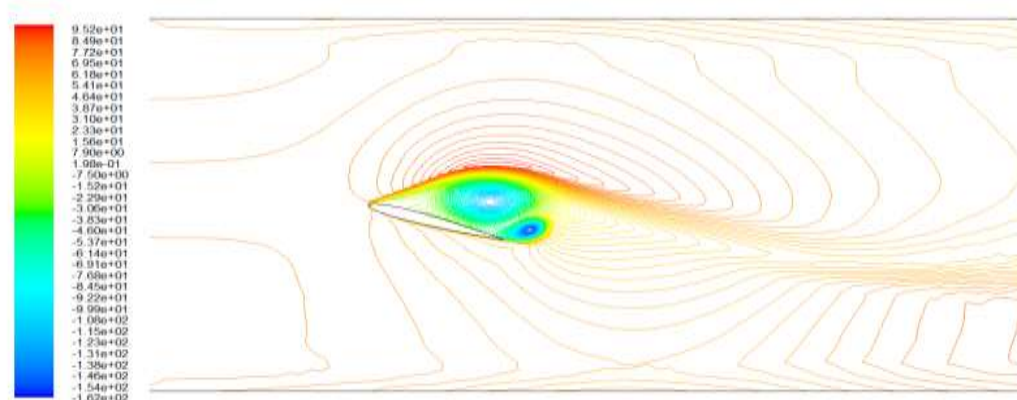
الشكل 11: صورة مقربة لخطوط الضغط عند زاوية الهجوم $\alpha = 5^\circ$.

يبين الشكل 12 تأثير زيادة زاوية الهجوم على قيم الضغط عند $\alpha = 9^\circ$. لزيادة زاوية الهجوم تأثير كبير وواضح على توزيع الضغط على وجهي الجناح الرافع وما تحدثه من أثر ذيلي نتيجة تذبذب الضغط على طول النفق وبالنتيجة تؤثر بشكل مباشر على قوة الرفع حيث تزداد قوة الرفع بازدياد زاوية الهجوم.



الشكل 12: تأثير زيادة زاوية الهجوم على قيم الضغط $\alpha = 9^\circ$.

يبين الشكل 13 التغيرات الحاصلة بقيم الضغط عند زيادة زاوية الهجوم إلى قيم عالية نسبياً عند $\alpha = 17^\circ$.

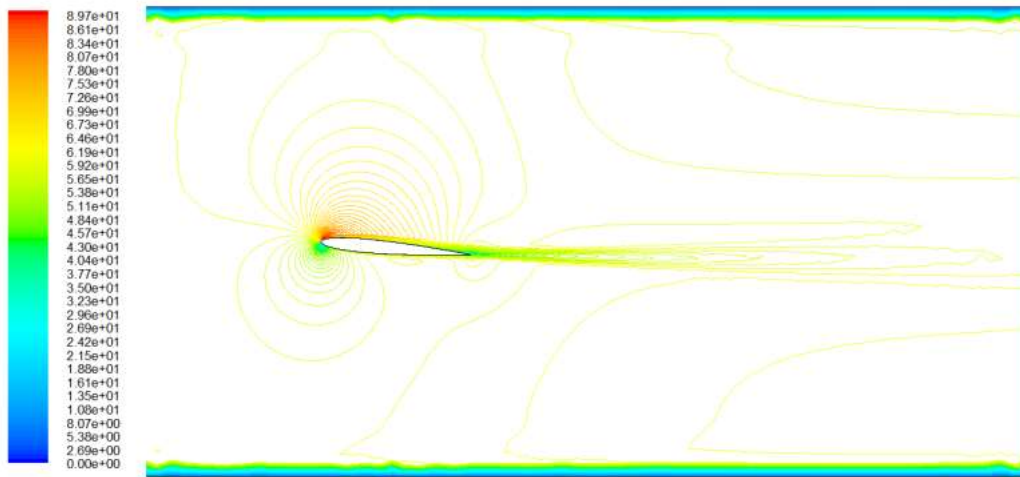


الشكل 13: حقل الضغط عند زاوية هجوم $\alpha = 17^\circ$.

مع زيادة زاوية الهجوم إلى هذه الدرجة يظهر لدينا مناطق انخفاض ضغط كبيرة نسبياً على ظهر الجناح وعند نهايته والتي لها أثر كبير في تولد دوامات للجريان حول الجناح الرافع.

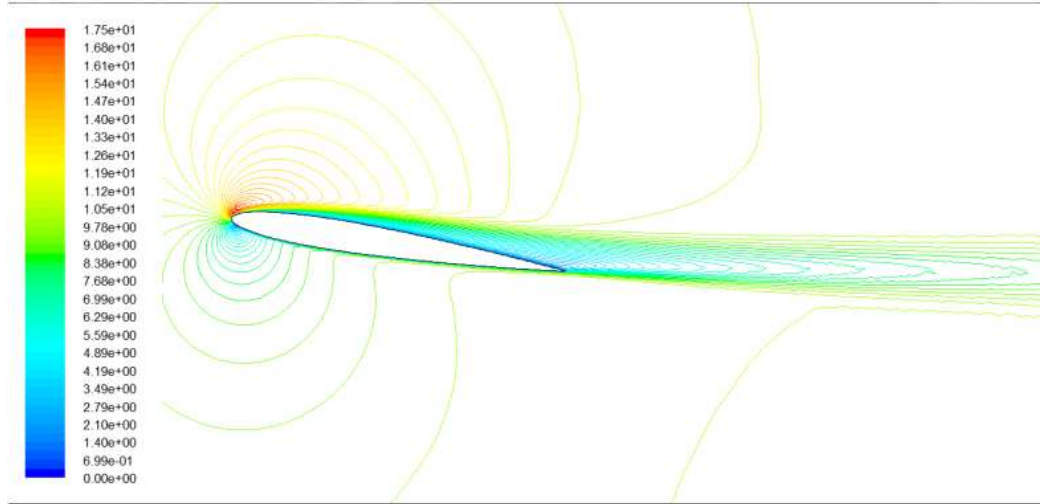
حقل السرعة:

يبين الشكل 14 حقل السرعة عند زاوية الهجوم $\alpha = 5^\circ$ نلاحظ أن السرعة عند جدار النفق مساوية للصفر. يمكن ملاحظة أن سرعة الجريان في السطح العلوي للمقطع أكبر من السرعة على السطح السفلي.



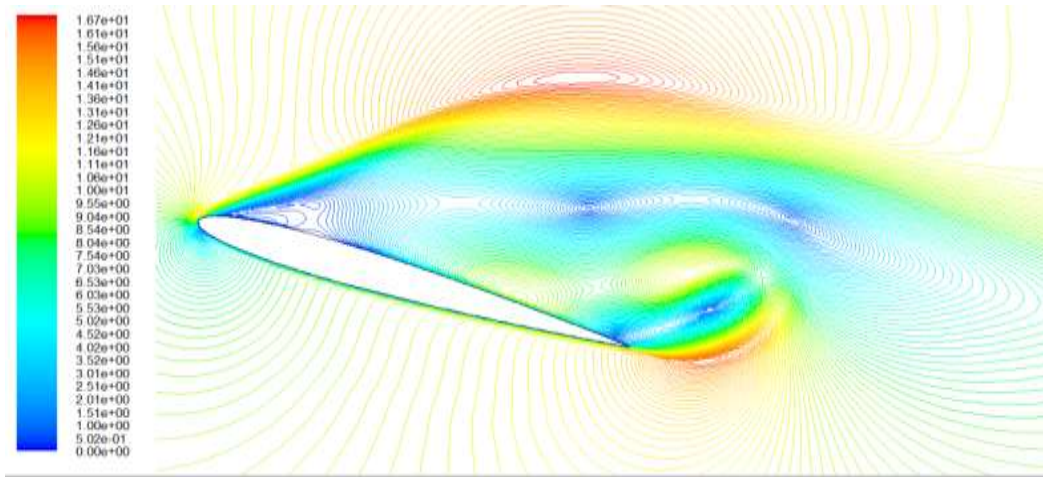
الشكل 14: حقل السرعة عند زاوية الهجوم $\alpha = 5^\circ$.

لزواوية الهجوم تأثير كبير على حقل السرعة حيث أن لزيادة وانخفاض السرعة على وجهي الجناح الرافع تأثير كبير على توزيع الضغط على وجهي الجناح الرافع حيث أنه ووفقاً لبرنولي فإنه مع زيادة السرعة ينخفض الضغط والعكس صحيح. عند زيادة زاوية الهجوم إلى $\alpha = 9^\circ$ نلاحظ زيادة السرعة عند الطرف القائد للجناح الرافع وانخفاضه على السطح العلوي للجناح وحتى نهايته كما هو مبين في الشكل 15.



الشكل 15: حقل السرعة عند زاوية الهجوم $\alpha = 9^\circ$.

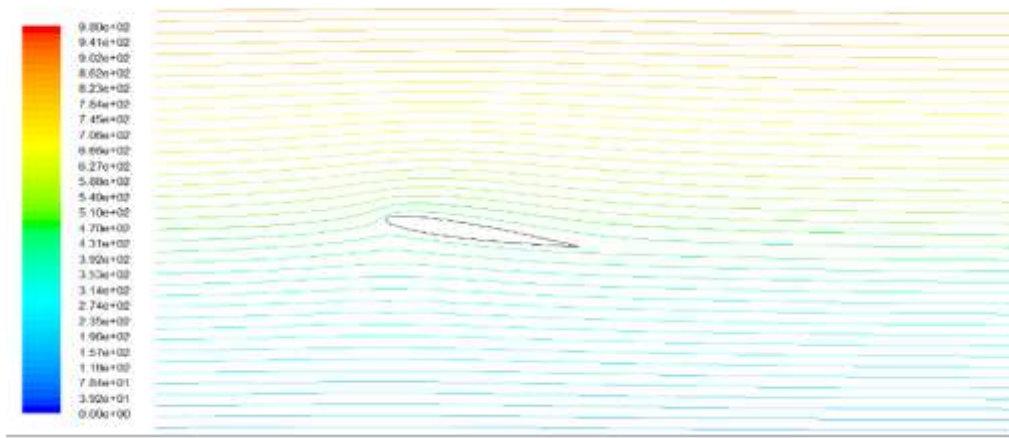
أما عند الزاوية $\alpha = 17^\circ$ يظهر الاختلاف في توزيع خطوط السرعة والتي تسبب تخلخل في الضغط على وجهي الجناح الرافع كما هو مبين في الشكل 16.



الشكل 16: حقل السرعة عند زاوية الهجوم $\alpha = 17^\circ$.

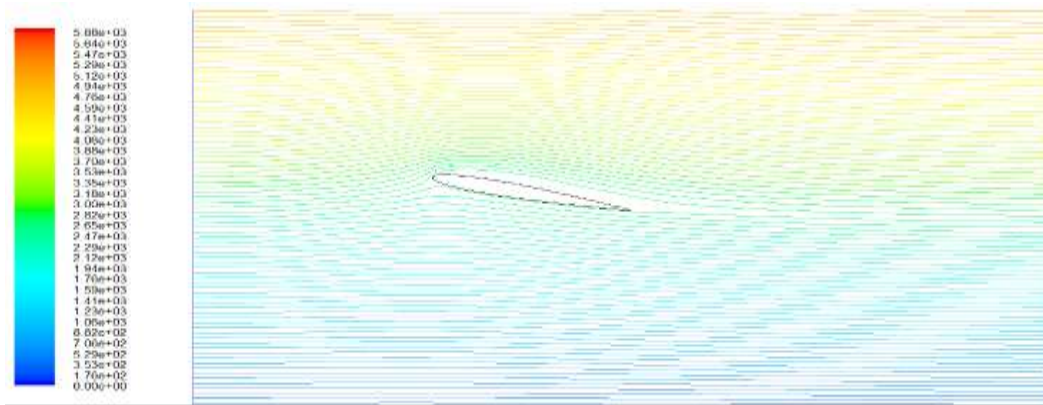
انفصال الطبقة الحدية:

حين يعكس الجريان اتجاهه بالقرب من السطح تتفصل الطبقة الحدية ويندفع الجريان المعاكس بين السطح والطبقة الحدية. تدعى النقطة التي يحدث عندها انفصال الطبقة الحدية عن السطح بنقطة الانفصال. يبين الشكل 17 انفصال الطبقة الحدية عند زاوية هجوم $\alpha = 9^\circ$ ويظهر الشكل ان انفصال الطبقة الحدية قريب من المنطقة النهائية للجناح.



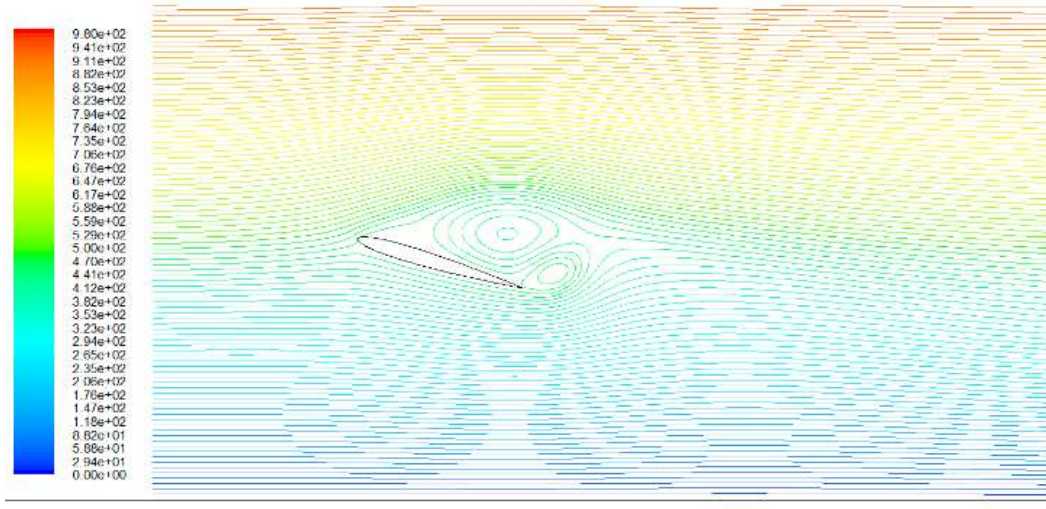
الشكل 17: انفصال الطبقة الحدية عند زاوية هجوم $\alpha = 9^\circ$.

يبين الشكل 18 انفصال مبكر للطبقة الحدية ويكون قريباً من المنطقة الأمامية (الطرف القائد) عند زاوية هجوم $\alpha = 12^\circ$



الشكل 18: انفصال مبكر للطبقة الحدية عند زاوية هجوم $\alpha = 12^\circ$.

يبين الشكل 19 انفصال مبكر للطبقة الحدية عند زاوية هجوم $\alpha = 17^\circ$.



الشكل 19: انفصال مبكر للطبقة الحدية عند زاوية هجوم $\alpha = 17^\circ$.

نلاحظ عند زاوية هجوم منخفضة يسيطر على السطح العلوي للجناح الرافع تدرج ضغط معاكس لكنه غير كاف ليحدث انفصال فعال للطبقة الحدية، ويكون نموذج الجريان أملس وقوة الإعاقة صغيرة وقوة الرفع ممتازة. وبازدياد زاوية الهجوم يصبح تدرج الضغط المعاكس على السطح العلوي أقوى وعموماً تبدأ فقاعة الانفصال بالزحف إلى الأمام على السطح العلوي، ويحدث انهيار سريع وخطر وينفصل الجريان بالكامل عن السطح العلوي كما هو موضح في الشكل 19 ويقال بأن الجناح منهار وتهبط قوة الرفع بشكل ملحوظ وتزداد قوة الإعاقة بشكل ملحوظ ولا يعد الجناح قابلاً للعمل.

الاستنتاجات والتوصيات:

الاستنتاجات:

- من الدراسة المنفذة في هذا البحث يمكن استخلاص الاستنتاجات التالية:
- أهمية البرمجيات الحديثة بإعطاء نتائج مطابقة للدراسة التجريبية، وهذا يساعد في تبسيط عملية تصميم وتعديل مقطع الجناح الرافع للحصول على أفضل أداء الجناح وخصوصاً عند زيادة زاوية الهجوم.
- التأثير الكبير لزاوية الهجوم على توزيع كل من حقل الضغط والسرعة حول الجناح الرافع، كما تؤثر بشكل كبير على قوة الرفع.
- زيادة زاوية الهجوم عن قيمة محددة (القيمة الحدية لزاوية الهجوم) يؤدي إلى انهيار عمل الجناح الرافع، حيث تنهار قيمة قوة الرفع المؤثرة على الجناح.

التوصيات:

- من أكثر التوصيات التي نوصي بها بناء على نتائج هذا العمل هو التالي:
- دراسة حقل التدفق ثلاثي البعد حول نفس الجناح.
- دراسة تأثير موديل الاضطراب على النتيجة، حيث يمكن استخدام موديل الاضطراب $k - \omega$ SST لإنجاز نفس الدراسة.
- إعادة الدراسة باستخدام طريقة الـ Large Eddy Simulation أو الطرق الهجينة لحل معادلات نافيه ستوكس الناضمة للتدفق، والتي تعطي نتائج أكثر دقة بالمقارنة مع نتائج طريقة الـ RANS.

References:

- [1] M. Barbahan, *Ships Hydrodynamic /2/*. ,Directorate of books and publications,Tishreen University, 2014.
- [2] M. H. Khanjanpour and A. A. Javadi, “Experimental and CFD Analysis of Impact of Surface Roughness on Hydrodynamic Performance of a Darrieus Hydro (DH) Turbine,” *Energies*, vol. 13, no. 4, p. 928, Feb. 2020, doi: 10.3390/en13040928.
- [3] J. Hu, W. Zhang, S. Sun, and C. Guo, “Numerical simulation of Vortex–Rudder interactions behind the propeller,” *Ocean Eng.*, vol. 190, no. July, p. 106446, 2019, doi: 10.1016/j.oceaneng.2019.106446.
- [4] M. Jiang, X. Li, B. Bai, and D. Lin, “Numerical simulation on the NACA0018 airfoil self-noise generation,” *Theor. Appl. Mech. Lett.*, vol. 2, no. 5, p. 52004, Jan. 2012, doi: 10.1063/2.1205204.
- [5] S. Oksuz, F. Celik, and S. Bayraktar, “Three-dimensional computational analysis of flow over twisted hydrofoils,” *Ocean Eng.*, vol. 267, p. 113304, Jan. 2023, doi: 10.1016/J.OCEANENG.2022.113304.
- [6] A. Di Mascio, G. Dubbioso, R. Muscari, and M. Felli, “CFD analysis of propeller-rudder interaction,” in *Proceedings of the International Offshore and Polar Engineering Conference*, 2015, vol. 2015-Janua.
- [7] M. M. Karim, M. Rahman, M. A. Hai, M. M. Shimul, and S. H. Sudhi, “Numerical investigation of flow around cavitating hydrofoil using finite volume method,” *AIP Conf. Proc.*, vol. 1980, no. 1, Jul. 2018, doi: 10.1063/1.5044328/887271.
- [8] A. Hasanvand, A. Hajivand, and N. Ale ali, “Investigating the effect of rudder profile on 6DOF ship turning performance,” *Appl. Ocean Res.*, vol. 92, 2019, doi: 10.1016/j.apor.2019.101918.
- [9] Y. S. Khor and Q. Xiao, “CFD simulations of the effects of fouling and antifouling,” *Ocean Eng.*, vol. 38, no. 10, pp. 1065–1079, Jul. 2011, doi: 10.1016/J.OCEANENG.2011.03.004.
- [10] O. Usta and E. Korkut, “Prediction of cavitation development and cavitation erosion on hydrofoils and propellers by Detached Eddy Simulation,” *Ocean Eng.*, vol. 191, p. 106512, Nov. 2019, doi: 10.1016/J.OCEANENG.2019.106512.
- [11] O. S. Gim, “Assessment of flow characteristics around twin rudder with various gaps using PIV analysis in uniform flow,” *Ocean Eng.*, vol. 66, 2013, doi: 10.1016/j.oceaneng.2013.03.018.
- [12] G. S. M. van Stratan, S. Roy, and Y. K. San, “Aerodynamic Shape Optimization of a NACA0018 Airfoil Using Adjoint Method and Gradient-Based Optimizer,” *MATEC Web Conf.*, vol. 377, p. 1016, 2023, doi: 10.1051/MATECCONF/202337701016.
- [13] ANSYS. INC, “ANSYS Fluent Theory Guide,” no. July, 2020.
- [14] B. Schönung, *Numerische Strömungsmechanik: Inkompressible Strömungen mit komplexen Berandungen*. 2013.
- [15] J. Ferziger and M. Peric, *Numerische Strömungsmechanik*. 2008.
- [16] S. Lecheler, *Numerische Strömungsberechnung*. Wiesbaden: Vieweg+Teubner, 2011.
- [17] A. Tools, “NACA-0009 9.0% smoothed (n0009sm-il).” <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0009sm-il> (accessed May 31, 2024).