الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne Démocratique et Populaire
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
جامعة الشهيد الشيخ العربي التبسي - تبسة

مذكرة تخرج لنيل

شهادة ماستر

تخصص: طاقوية

شعبة: الهندسة الميكانيكية

دراسة عددية تحسينية للأداء الأيروديناميكي لجناح طائرة مزود ب "جنيح ڤورني"

من إعداد الطالبة:

- **صغير عائشة**

مذكرة نوقشت بتاريخ 2025/06/11 أمام لجنة المناقشة المكونة من:

▪ مدوكي رمزي	أستاذ التعليم العالي	رئيس اللجنة
▪ عمر عبد اللطيف	أستاذ مساعد قسم "ب"	مؤطر
▪ بوعفان عبد الكريم	أستاذ محاضر قسم "أ"	مناقش

السنة الجامعية: 2025/2024م

الإهداء

الحمد لله حبًّا و شكرا و امتنانا على البدء و الختام
{ وَ آخِرُ دَعْوَاهُمْ أَنِ الحَمْدُ لله رَبِّ العَالَمِينْ }

إلى كل من يقرأ هذا
أقول لك: لا تثقل كاهل أمتك أكثر فالجراح باتت كثيرة.

لم تكن الرحلة قصيرة و لا الطريق محفوفا بالتسهيلات، لكنّني فعلتها، فالحمد لله الذي يسّر البدايات و بلّغنا النهايات بفضله و كرمه.

أهدي هذا النّجاح لنفسي الطّموحة أوّلا، ثمّ إلى كلّ من سعى معي لإتمام مسيرتي الجامعية، دمتم لي سندًا لا عمر له.

و بكل حب أهدي ثمرة نجاحي و تخرّجي:

إلى النّور الذي أنار دربي و السّراج الذي لا ينطفئ نوره أبدًا و الذي بذل جهد السّنين من أجل أن أعتلي سلالم النّجاح، من علّمني الصبر وقت الشدائد، إلى من أحمل اسمه بكلّ فخر **"حبيبي و سندي أبي الغالي"**

إلى الداعمة الأولى في حياتي، إلى من كانت ملجئي في هذه المرحلة و كل المراحل، إلى التي تحاوطني دعواتها و تسعدني و تسند روحي، إلى سرّ الوجود **"أمي صديقتي و رفيقة دربي"**

إلى ضلعي الثابت و أمان أيامي، إلى من شدّ الله بهم عضدي فكانوا خير مُعين، إلى قرّة عيني
"أخي و أختي"

إلى رفيقة الرحلة منذ أول الخطى، من شاركتني مقاعد الابتدائي حتى لحظة التتويج **"آية"**

و أخيرًا إلى كل من ترك بداخلنا الأثر الذي لا يمحى...
من بقي بيننا فله الدعاء و الوفاء، و من رحل فالملتقى الجنّة.

عائشة

شكر و تقدير

أتقدم بخالص الشكر و التقدير إلى الأستاذ الفاضل و مشرف بحثي الدكتور **"عمر عبد اللطيف"** الذي كان له الدور الأكبر في توجيهي و مساندتي طوال فترة إعداد هذا البحث.

لقد كان دعمه المتواصل، و تشجيعه المستمر، و ملاحظاته العلمية الدقيقة، نبراسا أنار لي طريق البحث و ساعدني على تجاوز العقبات التي واجهتني خلال فترة البحث.
إن الكلمات لتعجز عن التعبير عن مدى تقديري لجهوده الكريمة، فقد لمست فيه حرصا شديدا على الجودة العلمية، لم يبخل يوما بعلمه أو وقته، و كان دائم الاستعداد للإجابة عن تساؤلاتي، و متابعًا لأدق التفاصيل، سواء في الجوانب النظرية أو التطبيقية. فجزاه الله عنّي خير الجزاء.

كما لا يفوتني أن أتقدم بخالص الشكر والامتنان إلى **كافة أساتذتي في قسم الهندسة الميكانيكية تخصص طاقوية**، الذين لم يبخلوا علينا بعلمهم وتوجيهاتهم القيمة طيلة سنوات دراستي، وكان لهم الفضل الكبير في تكويني الأكاديمي وتوسيع آفاق معرفتي.

وأخص بالذكر الأستاذ **"عقون رابح"**، الأب الروحي لقسم الميكانيك، لما عُرف عنه من طيبة قلب، وحرص دائم على تشجيع الطلبة وإدخال البهجة في نفوسهم، فكان وجوده بيننا مصدر دعم وسعادة حقيقية.

كما أتوجه بالشكر إلى الأستاذ **"مدوكي رمزي"**، لما كان له من دور قيّم في دعم وتأطير هذا العمل، من خلال ملاحظاته وتوجيهاته القيّمة التي كان لها بالغ الأثر في تحسين وتطوير مضمون المذكرة.

و لا أنسى الأستاذ **"بوعفان عبد الكريم"**، الذي كانت مواقفه الداعمة محل تقدير كبير بالنسبة لي، وكان لتوجيهاته الصائبة أثر إيجابي في تجاوز بعض الصعوبات خلال هذه المرحلة.

أسأل الله أن يبارك في علمهم، ويجعل ما قدّموه في ميزان حسناتهم، وأن يوفقهم دائمًا لما فيه خير وصلاح.

ملخص:

تتناول هذه الدراسة تحليلًا عدديًا وتحسينيًا للأداء الأيروديناميكي لجناح طائرة NACA 0012 مزوَّد بجنيح ڤورني (Gurney Flap)، باستخدام المحاكاة العددية ثنائية الأبعاد في الحالة الدائمة، وبالاعتماد على نموذج الاضطراب Spalart–Allmaras داخل بيئة ANSYS Workbench. ولأجل الوصول إلى التصميم الهندسي الأمثل الذي يُحقق أداءً أيروديناميكيًا أفضل، تم توظيف منهجية سطح الاستجابة (RSM) ، التي مكّنت من بناء نموذج تقريبي دقيق وتحقيق تحسين عددي فعّال. حيث تم فحص أداء الجناح المزوَّد بجنيح ڤورني عند خمسة ارتفاعات مختلفة تتراوح بين 0.5% و 3% من طول الوتر، وخمسة مواضع مختلفة تبدأ من 0.80 إلى 1 من طول الوتر انطلاقًا من الحافة الأمامية، بالإضافة إلى خمس زوايا تثبيت تتراوح بين 30° و120° بالنسبة للوتر. تمّت مقارنة القيم العددية لمعاملَي الرفع والسحب والنسبة بينهما باختلاف زاوية الهجوم مع النتائج التجريبية المرجعية، وأظهرت توافقًا جيدًا خاصة عند الزوايا المنخفضة و المتوسطة للهجوم. كما تم إظهار توزيع الضغط الساكن على سطح الجنيح، بالإضافة إلى خطوط التيار بالقرب من الحافة الخلفية. انطلاقًا من هذه النتائج، تُوصي الدراسة باعتماد جنيح ڤورني بارتفاع 2.0% من طول الوتر، مركّبًا بشكل عمودي على الوتر، وعلى أقرب مسافة ممكنة من الحافة الخلفية، لتحقيق أقصى زيادة في قوة الرفع مع أقل قدر من زيادة مقاومة السحب.

الكلمات المفتاحية: جنيح ڤورني، NACA 0012، الأداء الأيروديناميكي، منهجية سطح الاستجابة RSM، معامل الرفع، معامل السحب.

Abstract:

This study presents a numerical and optimization-based analysis of the aerodynamic performance of a NACA 0012 airfoil equipped with a Gurney Flap, using two-dimensional steady-state numerical simulations. The Spalart–Allmaras turbulence model was employed within the ANSYS Workbench environment. In order to achieve the optimal geometric design for enhanced aerodynamic performance, the Response Surface Methodology (RSM) was applied. This approach enabled the construction of an accurate surrogate model and facilitated effective numerical optimization. The performance of the Gurney Flap-equipped airfoil was evaluated for five different flap heights ranging from 0.5% to 3% of the chord length, five positions from 0.80 to 1 of the chord starting from the trailing edge, and five mounting angles ranging from 30° to 120° relative to the chord. The numerical results for lift and drag coefficients, as well as their ratio, were compared with reference experimental data and showed good agreement, particularly at low and moderate angles of attack. Additionally, static pressure distribution over the airfoil surface and streamline behavior near the trailing edge were analyzed. Based on these findings, the study recommends using a Gurney Flap with a height of 2.0% of the chord, mounted vertically and positioned as close as possible to the trailing edge, in order to maximize lift with minimal drag penalty.

Keywords: Gurney Flap, NACA 0012, Aerodynamic Performance, Response Surface Methodology (RSM), Lift Coefficient, Drag Coefficient.

الفهرس:

الإهداء

شكر و تقدير

الملخص

الفهرس..... I

قائمة الأشكال..... IV

قائمة الجداول..... VII

قائمة الرموز و المصطلحات..... VIII

قائمة الاختصارات..... IX

مقدمة عامة..... 1

الفصل الأول: دراسة نظرية أيروديناميكية لمقطع جناح طائرة..... 4

1.1. مقدمة..... 5

2.1. الخصائص الهندسية الأساسية لمقطع الجناح..... 6

3.1. الخصائص الأيروديناميكية الأساسية لمقطع الجناح..... 7

1.3.1. قوى الرفع و السحب للجناح..... 7

1.1.3.1. قوة الرفع / Lift force..... 7

2.1.3.1. قوة السحب / Drag force 8

2.3.1. المعاملات الأيروديناميكية للجناح..... 8

4.1. تسمية الأجنحة..... 9

5.1. عائلات مقاطع الأجنحة المستعملة في الطائرات..... 9

1.5.1. عائلة المقاطع ذات أربعة أرقام (NACA 4-Digit)..... 10

3.5.1. عائلة المقاطع ذات ستة أرقام (NACA 6 Series)..... 11

6.1. خاتمة..... 12

الفصل الثاني: تحليل جنيح فورني و مدى تأثيره على الأداء الأيروديناميكي من خلال دراسات بحثية سابقة.. 14

1.2. مقدمة..... 14

2.2. تعريف جنيح فورني (Gurney Flap)..... 15

1.2.2. أصل التسمية و التطور التاريخي..... 15

2.2.2. من رياضة السيارات إلى عالم الطيران..... 16

3.2. الشكل الهندسي والخصائص التصميمية لجنيح ڤورني..... 16
1.3.2. الشكل الهندسي..... 16
2.3.2. الخصائص والمعايير التصميمية الأساسية..... 17
4.2. مراجعة الدراسات البحثية السابقة..... 14
5.2. خاتمة..... 22
الفصل الثالث: تحليل عددي لجريان حول مقطع جناح طائرة..... 23
1.3. مقدمة..... 24
2.3. وصف مقطع جناح الطائرة المدروس (NACA0012)..... 25
3.3. المحاكاة العددية و البرامج المعلوماتية..... 25
1.3.3. تصميم المجال الحسابي (Computational Domain) 25
2.3.3 . تصميم الشبكة الحسابية (Mesh Generation) 26
1.2.3.3. مفهوم y^+ و توابع الجدار..... 27
2.2.3.3. تطبيق عددي على توابع الجدار لمقطع جناح طائرة NACA0012..... 29
3.3.3. إعداد نموذج المحاكاة (Simulation Setup) 31
1.3.3.3. النموذج الفيزيائي (Physical Model) 31
2.3.3.3. نموذج الاضطراب (Turbulence Model)..... 31
3.3.3.3. الشروط الحدية (Boundary Conditions) 31
4.3.3.3. إعدادات الحل (Solver Settings) 31
4.3.3. مطالعة و معالجة النتائج العددية (Post-Processing) 32
4.3. موثوقية شبكة الحسابات (Mesh Independence Study)..... 32
5.3. عرض النتائج ومناقشتها..... 33
6.3. خاتمة..... 36
الفصل الرابع: تطبيق تقنية التحكم لجنيح ڤورني..... 37
1.4. مقدمة..... 38
2.4. إعداد النموذج العددي (Numerical Setup) 39
3.4. عرض النتائج و مناقشتها..... 40
4.4. خاتمة..... 44
الفصل الخامس: دراسة تحسينية بواسطة منهجية سطح الإستجابة (RSM)..... 45
1.5. مقدمة..... 46

2.5. الدراسة التحسينية لاستكشاف التصميم الهندسي الأمثل بواسطة منهجية سطح الاستجابة (RSM)..... 47
3.5. المراحل العامة لتطبيق منهجية سطح الاستجابة (RSM) 48
4.5. خاتمة..... 50
الفصل السادس: تحليل و مناقشة النتائج..... 51
1.6. مقدمة..... 52
2.6. عرض النتائج و مناقشتها..... 53
1.2.6. الحالة الأولى: تحليل و مناقشة تأثير إرتفاع جنيح ڤورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA0012..... 53
2.2.6. الحالة الثانية: تحليل و مناقشة تأثير زاوية تثبيت جنيح ڤورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA0012..... 56
3.2.6. الحالة الثالثة: تحليل ومناقشة تأثير موضع تثبيت جنيح ڤورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA0012..... 60
3.6. مقارنة تحليلية شاملة لتحديد الهندسة الأمثل لجنيح ڤورني لتحسين الأداء الأيروديناميكي..... 63
4.6. خلاصة ختامية للتّصميم الهندسي الأمثل لجنيح ڤورني..... 63
5.6. خاتمة..... 64
خاتمة عامة..... 65
قائمة المراجع..... 67

قائمة الأشكال:

الشكل	العنوان	الصفحة
الشكل 1.1	الخصائص الهندسية الأساسية لمقطع الجناح	6
الشكل 2.1	القوى الأيروديناميكية للجناح	7
الشكل 3.1	موضع أكبر تحدب و أكبر سمك	9
الشكل 4.1	مقطع جناح NACA 4412	10
الشكل 5.1	مقطع جناح NACA 0012	10
الشكل 6.1	مقطع جناح NACA 23015	10
الشكل 7.1	مقطع جناح $NACA66_2$–215	11
الشكل 1.2	جنيح ڤورني مثبت على الحافة الخلفية للجناح الخلفي لسيارة بورشه -962- Porsche	15
الشكل 2.2	جناح مزود بجنيح ڤورني داخل مقطع الاختبار في نفق هوائي	16
الشكل 1.3	المراحل الأساسية للمحاكاة العددية	25
الشكل 2.3	المجال الهندسي دون جنيح ڤورني (Computational Domain without GF)	26
الشكل 3.3	التوزيع العام للشبكة في المجال الحسابي (Mesh Generation without GF)	27
الشكل 4.3	مقارنة بين نتائج الشبكات الحسابية المختلفة و النتائج التجريبية	32
الشكل 5.3	توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 دون جنيح ڤورني عند زوايا هجوم مختلفة	33

الشكل 6.3	مقارنة عددية وتجريبية للمعاملات الأيروديناميكية بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) لمقطع جناح طائرة NACA 0012 دون جنيح ڤورني (Without GF)	34
الشكل 1.4	المجال الهندسي بإضافة جنيح ڤورني (Computational Domain with GF)	39
الشكل 2.4	التوزيع العام للشبكة في المجال الحسابي (Mesh Generation with GF)	39
الشكل 3.4	خطوط التيار مع توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح ڤورني بارتفاع (H=1%C) عند حافة الانفلات (X=1) و زاوية تثبيت (φ=90°) عند زوايا هجوم مختلفة	40
الشكل 4.4	مقارنة عددية وتجريبية للمعاملات الأيروديناميكية بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) لمقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح ڤورني (With GF) بارتفاع (H=1%C) عند حافة الانفلات (X=1) و زاوية تثبيت (φ=90°)	41
الشكل 1.5	خوارزمية استكشاف التصميم الهندسي الأمثل لجنيح ڤورني باستخدام منهجية سطح الاستجابة	48
الشكل 1.6	خطوط التيار مع توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح ڤورني بارتفاعات مختلفة عند حافة الانفلات (X=1) و زاوية تثبيت (φ=90°) عند زاوية هجوم (α=0°)	53
الشكل 2.6	مقارنة عددية وتجريبية لتأثير إرتفاع جنيح ڤورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA 0012 بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) عند حافة الانفلات (X=1) و زاوية تثبيت (φ=90°)	54
الشكل 3.6	خطوط التيار مع توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح ڤورني بزوايا تثبيت مختلفة عند حافة الانفلات (X=1) و بارتفاع (H=2%C) عند زاوية هجوم (α=0°)	56
الشكل 4.6	مقارنة عددية وتجريبية لتأثير زاوية تثبيت جنيح ڤورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA 0012 بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) عند حافة الانفلات (X=1) و بارتفاع (H=2%C)	57

الشكل 5.6	خطوط التيار مع توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح قورني عند مواضع تثبيت مختلفة بارتفاع (H=2%C) و بزاوية تثبيت (φ=90°) عند زواية هجوم (α=0°)	60
الشكل 6.6	مقارنة عددية وتجريبية لتأثير موضع تثبيت جنيح قورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA 0012 بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) بارتفاع (H=2%C) و بزاوية تثبيت (φ=90°)	61

قائمة الجداول:

الجدول	العنوان	الصفحة
الجدول 1.2	الخصائص والمعايير التصميمية الأساسية لجنيح ڤورني	17
الجدول 1.3	عدد العناصر في شبكات الحساب	32
الجدول 1.6	مقارنة قيم (C_L) بزاوية تثبيت (φ=90°) عند زاوية هجوم (α=12°) لارتفاعات مختلفة لجنيح ڤورني	54
الجدول 2.6	مقارنة قيم (C_L) بارتفاع (H=2.0%C) عند زاوية هجوم (α=12°) لزوايا تثبيت مختلفة لجنيح ڤورني	57
الجدول 3.6	مقارنة قيم (C_L) بارتفاع (H=2.0%C) عند زاوية هجوم (α=12°) لمواضع تثبيت مختلفة لجنيح ڤورني	61
الجدول 4.6	مقارنة تحليلية شاملة لتحديد الهندسة الأمثل لجنيح ڤورني لتحسين الأداء الأيروديناميكي	63

قائمة الرموز و المصطلحات:

الرمز	الاسم	الوحدة
C_L	معامل الرفع	[-]
C_D	معامل السحب	[-]
C_L/C_D	الكفاءة الأيروديناميكية	[-]
C_M	معامل العزم	[-]
$\boldsymbol{L}$	قوة الرفع	$[N]$
$\boldsymbol{D}$	قوة السحب	$[N]$
$\boldsymbol{\rho}$	الكثافة الحجمية للهواء	$[Kg/m^3]$
$\boldsymbol{U_\infty}$	سرعة الهواء	$[m/s]$
$\boldsymbol{S}$	المساحة المرجعية للجناح	$[m^2]$
$\boldsymbol{C}$	وتر الجناح	[m]
$\boldsymbol{\alpha}$	زاوية الهجوم	[°]
$\boldsymbol{y}$	ارتفاع أول خلية	[m]
$\boldsymbol{y^+}$	المعيار اللابعدي	[-]
$\boldsymbol{y_{max}}$	ارتفاع الطبقة النهائية	[m]
$\boldsymbol{\mu}$	اللزوجة الديناميكية	[Pa.s]
$\boldsymbol{U_\tau}$	سرعة الإحتكاك	$[m/s]$
$\boldsymbol{\tau_w}$	إجهاد رينولدز	$[Kg/m.s^2]$
$\boldsymbol{C_f}$	معامل الاحتكاك	[-]
$\boldsymbol{Re}$	رقم رينولدز	[-]
$\boldsymbol{gr}$	معدل نمو الطبقات	[-]
$\boldsymbol{n}$	عدد الطبقات المتراكمة	[-]

قائمة الاختصارات:

CFD	Computational Fluid Dynamics
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
RSM	Response Surface Methodology
SIMPLE	Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations
GF	Gurney Flap
DOE	Design Of Experiments
UAVs	Unmanned Aerial Vehicles

مقدمة
عامة

مقدمة عامة:

مع تزايد الحاجة إلى تحسين كفاءة الطائرات وتقليل استهلاك الوقود والانبعاثات الضّارة، أصبحت الدراسة الأيروديناميكية للأجنحة تحتل مكانة محورية في تصميم الطائرات الحديثة. و يُعد تحسين الأداء الأيروديناميكي من العوامل الأساسية لرفع كفاءة الطيران، حيث يسمح بتحقيق توازن أفضل بين قوى الرفع والسحب، وبالتالي تقليل الطاقة المستهلكة وزيادة المردودية.

من بين الحلول الفعّالة التي برزت في السنوات الأخيرة لتعزيز أداء الأجنحة، يبرز جنيح قورني (Gurney flap) كعنصر تحكم يتم تثبيته في الحافة الخلفية للجناح بهدف زيادة قوة الرفع دون زيادة كبيرة في قوة السحب. و هو ما أكّدته عدة دراسات أن هذا العنصر البسيط يمكن أن يُحدث تأثيراً معتبراً على توزيع الضغط حول الجناح، مما ينعكس بشكل إيجابي على الأداء العام للطائرة، خصوصاً عند سرعات الطيران المنخفضة.

في هذا السياق، تهدف هذه المذكرة إلى تحليل وتحسين الأداء الأيروديناميكي لجناح طائرة NACA 0012 مزوّد بجنيح قورني، من خلال دراسة عددية متقدمة تعتمد على تقنيات المحاكاة الرقمية (CFD) باستعمال برنامج ANSYS Workbench، وذلك عبر أدواته المدمجة و المتكاملة مثل Design Modeler و Fluent و غيرهما. حيث تتمثل الدراسة في تحليل تأثير مجموعة من المعاملات، منها زاوية الهجوم للجناح التي تتراوح بين 0° و 18°، وارتفاع الجنيح الذي يتغير من 0.5 % إلى 3 % من طول الوتر، إضافة إلى تغيير زاوية ميل الجنيح من 30° إلى 120°، وتعديل موضعه بين 0.8 و 1 من طول الوتر.

لتحقيق هذا الهدف، تعتمد الدراسة على منهجية سطح الاستجابة (Response Surface Methodology -RSM-)، التي بدورها تقوم ببناء نموذج رياضي تقريبي يُمكّن من فهم العلاقة بين المتغيرات التصميمية الأساسية مثل (ارتفاع الجنيح، زاوية التثبيت، وموضع التركيب) وبين ما يُعرف بـمؤشرات الأداء الأيروديناميكي أو المخرجات المستهدفة، وهي أداة فعالة لتحسين تصميم الجنيح والوصول إلى الإعداد الأمثل الذي يحقق أفضل توازن بين معامل الرفع والسحب. ومن خلال هذا النهج، يُتوقّع تحسين الأداء الأيروديناميكي للطائرة بشكل ملموس، مما يُسهم في رفع كفاءة الطيران بصفة عامة.

تم تنظيم العمل وفق ستة فصول مترابطة ومتكاملة، خُصّص الفصل الأول لدراسة القوى الأيروديناميكية المؤثرة على الجناح مع التطرّق إلى خصائصه الهندسية، وذكر مختلف المقاطع المستعملة في أجنحة الطائرات، أمّا الفصل الثاني، فيعرض لمحة تاريخية حول جنيح قورني ويستعرض أبرز الدراسات السابقة ذات الصلة، في الفصل الثالث تمّ إجراء تحليل

عددي مفصل للجريان الهوائي الثنائي البعد حول مقطع جناح من نوع NACA0012 بدون أي إضافة، يلي ذلك الفصل الرابع الذي يتناول تطبيقًا عمليًا لتقنية التحكم بجنيح ڤورني باستخدام المحاكاة العددية. أما الفصل الخامس فيركّز على الجانب التحسيني باستعمال منهجية سطح الاستجابة (RSM) ، ويُختتم العمل في الفصل السادس بتحليل ومناقشة النتائج المتحصل عليها ، مع تقديم الإعداد الأمثل لجنيح ڤورني الذي يحقق أفضل أداء أيروديناميكي.

كما يُختتم العمل بخاتمة عامة تتضمن ملخّصًا لأهم النتائج، إلى جانب مجموعة من التوصيات التي يمكن أن تُساهم في تطوير الدراسات المستقبلية في هذا المجال.

الفصل الأول:

دراسة نظرية أيروديناميكية لمقطع جناح طائرة

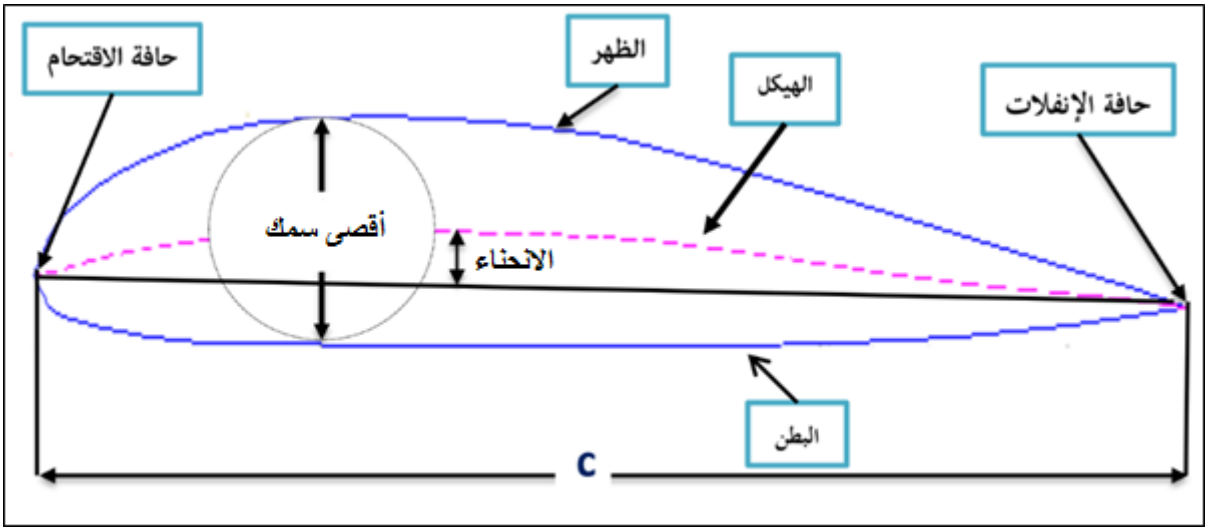
1.1. مقدمة:

الديناميكا الهوائية هي فرع من ميكانيكا الموائع الذي يدرس حركة الهواء و تفاعله مع الأجسام الصلبة، مثل أجنحة الطائرات. تعد الخصائص الأيروديناميكية عاملا رئيسيّا في تصميم الطائرات لتحقيق كفاءة عالية في الأداء، مثل تقليل السحب و زيادة الرفع.

يعتبر الجناح أحد أهم أجزاء الطائرة، حيث يُصمّم بعناية لتحقيق التوازن الأمثل بين الأداء والهندسة.

يركّز هذا الفصل على تقديم الأسس النظرية العامة لمقطع جناح طائرة، مما يمهّد لفهم التعديلات التصميمية لاحقًا، مثل إدراج جنيح ثورني.

2.1. الخصائص الهندسية الأساسية لمقطع الجناح:



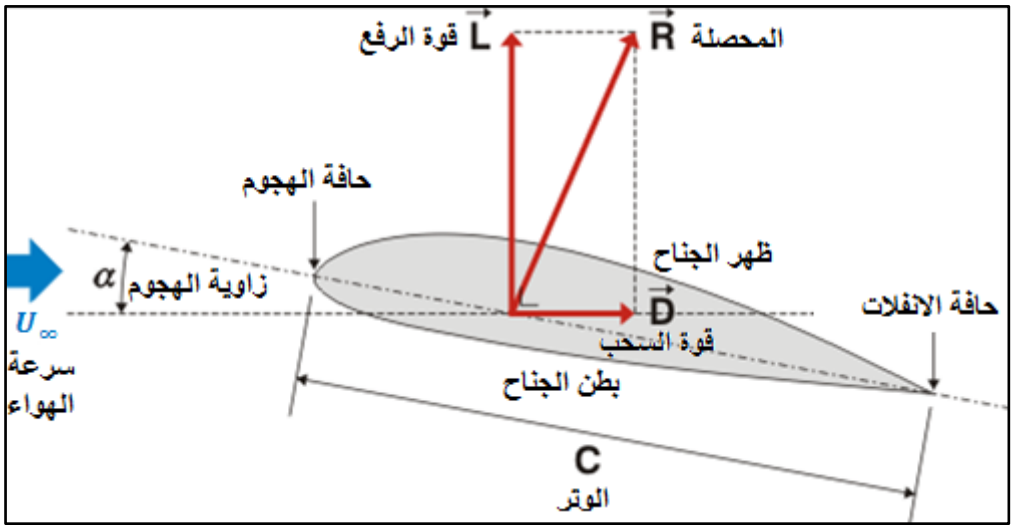
الشكل 1.1. الخصائص الهندسية الأساسية لمقطع جناح طائرة [3]

يظهر الشكل 1.1. الخصائص الهندسية الأساسية لمقطع الجناح.

- ✓ **الوتر / *Chord (C)*:** هو الخط المستقيم الذي يربط بين حافتي الهجوم و الانفلات.
- ✓ **حافة الهجوم / *Leading Edge*:** أو حافة الاقتحام، و هي مقدمة الجناح التي تقابل الهواء أولاً أثناء الطيران، و تمثل الحد الأيسر للجناح.
- ✓ **حافة الانفلات / *Trailing Edge*:** هي نهاية الجناح حيث ينفصل الهواء بعد مروره على الجناح، و تمثل الحد الأيمن للجناح.
- ✓ **ظهر الجناح / *Upper Surface (Extrados)*:** هو السطح العلوي للجنا ح و يكون ذا شكل محدب.
- ✓ **بطن الجناح / *Lower Surface (Intrados)*:** هو السطح السفلي للجناح و يكون ذا شكل مقعر.
- ✓ **الهيكل / *Mean Camber Line*:** هو الخط الذي يربط بين مراكز الدوائر المرسومة بحيث تلامس كلا من السطح العلوي (الظهر) والسطح السفلي (البطن) للجناح. يعبر عن شكل الجناح ومدى انحنائه.
- ✓ **أقصى سمك / *Maximum Thickness*:** هو قطر أكبر دائرة يمكن أن تُرسم بحيث تُلامس كلا السطحين.
- ✓ **الانحناء / *Camber*:** المسافة العمودية بين خط الوتر و الهيكل، يعبر عن مقدار تقوس الجناح.
- ✓ **السمك النسبي:** هو النسبة بين أقصى سمك لمقطع الجناح و طول الوتر ***C***.
- ✓ **التحدب النسبي:** هو النسبة بين أقصى انحناء و طول الوتر ***C***.

3.1. الخصائص الأيروديناميكية الأساسية لمقطع الجناح:

يظهر الشكل 1.1. الخصائص الهندسية الأساسية لمقطع الجناح.



الشكل 2.1. القوى الأيروديناميكية للجناح

1.3.1. قوى الرفع و السحب للجناح:

عندما يعبر الهواء حول الجناح، يمتص الجناح جزءاً من الطاقة الحركية للهواء، حيث يكون الجريان أسرع على سطح الظهر وأبطأ على سطح البطن. وفقا لمبدأ برنولي ينخفض الضغط على السطح العلوي للجناح بينما يرتفع السطح السفلي هذا التغير في الضغط يتسبب في توليد قوى أيروديناميكية، حيث يتمثل أحد هذه القوى في قوة السحب (Drag D) التي تتجه مع السرعة النسبية للهواء، بينما تمثل قوة الرفع (Lift L) القوة العمودية على هذه السرعة. تؤدي هذه القوى الأيروديناميكية إلى تحويل الطاقة الحركية إلى طاقة ميكانيكية، وهي العملية التي تجعل الطائرة قادرة على الطيران والتحرك في الهواء بفعالية.

1.1.3.1. قوة الرفع/ Lift force:

مركبة محصلة القوى الأيروديناميكية عمودياً على اتجاه الريح، وفي مستوى التماثل للطائرة. وهذا الرفع هو الذي يقل ويرفع الطائرة في الهواء بالقدر الذي يتناسب مع سرعتها الأمامية داخل حدود معينة [2]. عبارتها:

$$L = \frac{1}{2}\rho . V^2 . S . C_L$$

حيث :

- ✓ ρ : كثافة الهواء.
- ✓ V: السرعة النسبية.
- ✓ S : المساحة المرجعية للجناح.
- ✓ C_L : معامل الرفع.

2.1.3.1. قوة السحب / Drag force:

مركبة محصلة القوى الأيروديناميكية في اتجاه الريح. وهي مجموع: المقاومة الجانبية، والمقاومة المستحثة للطائرة ضد سريان الهواء الذي تطير خلاله، ويكون اتجاها معاكسا لاتجاه تحت ظروف الطيران العادية [2]. و عبارتها:

$$\mathbf{D} = \frac{\mathbf{1}}{\mathbf{2}}\boldsymbol{\rho}.\boldsymbol{V^2}.\boldsymbol{S}.\boldsymbol{C_D}$$

حيث :

- ✓ $\boldsymbol{\rho}$: كثافة الهواء.
- ✓ $\boldsymbol{V}$: السرعة النسبية.
- ✓ $\boldsymbol{S}$: المساحة المرجعية للجناح.
- ✓ $\boldsymbol{C_D}$: معامل السحب.

في الواقع إن العوامل التي تتحكم في القوى الأيروديناميكية (الرفع و السحب) على كل مقطع عرضي للجناح هي التوالي :

- ✓ السرعة النسبية.
- ✓ زاوية الاقتحام.
- ✓ الخصائص الفيزيائية لجريان الهواء.
- ✓ هندسة الجناح.
- ✓ الأثر الذيلي.

2.3.1. المعاملات الأيروديناميكية للجناح:

في مجال الأيروديناميك، المعاملات الأيروديناميكية أومعاملات الأداء هي مقاييس تساعد في تقييم كفاءة الطائرة من حيث الرفع، السحب، الاستقرار والمناورة. أهم هذه المعاملات تشمل:

- ✓ **معامل الرفع (C_L):**

$$\boldsymbol{C_L} = \frac{\boldsymbol{L}}{\frac{\mathbf{1}}{\mathbf{2}}.\boldsymbol{\rho}.\boldsymbol{S}.\boldsymbol{V^2}}$$

- ✓ **معامل السحب (C_D):**

$$\boldsymbol{C_D} = \frac{\mathbf{D}}{\frac{\mathbf{1}}{\mathbf{2}}.\boldsymbol{\rho}.\mathbf{S}.\boldsymbol{V^2}}$$

- ✓ **معامل الرفع إلى السحب (C_L/C_D):**

$$\frac{\boldsymbol{C_L}}{\boldsymbol{C_D}} = \frac{\boldsymbol{L}}{\boldsymbol{D}}$$

- ✓ **معامل العزم (C_M):**

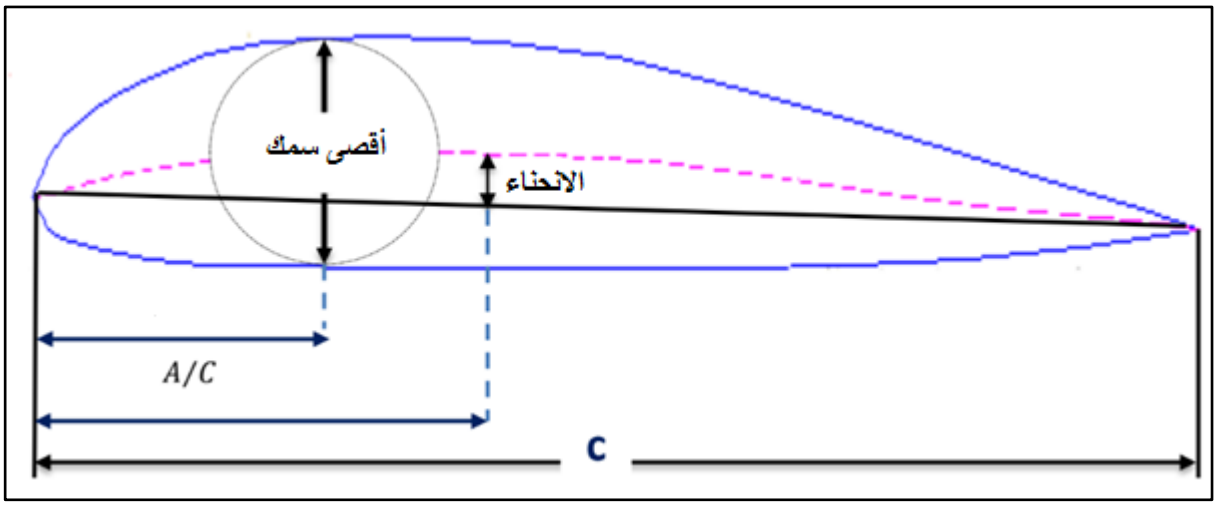
$$\boldsymbol{C_M} = \frac{\mathbf{M}}{\frac{\mathbf{1}}{\mathbf{2}}.\boldsymbol{\rho}.\mathbf{S}.\mathbf{c}.\boldsymbol{V^2}}$$

- ✓ M: عزم الدوران.
- ✓ c: الوتر المتوسط للجناح.

4.1. تسمية الأجنحة:

يتم تعريف كل جناح باسم يعكس خصائصه الهندسية و الأيروديناميكية، حيث يستخدم المصممون رموز مكونة من حروف و أرقام لوصف الجناح وصفا دقيقا، و توجد تسميات بخمسة أرقام، ستة أرقام، ...، مثل ***NACAxyzz*** و هي تسمية من أربعة أرقام **(4 Digit)** و التي تعني :

- ✓ ***NACA***: اسم الجهة المصممة.
- ✓ x : القيمة القصوى للتحدب النسبي للوتر.
- ✓ y : يشير إلى موضع أكبر تحدب بالنسبة للوتر انطلاقا من الحافة الأمامية (A/C).
- ✓ zz : السمك الأقصى كنسبة مئوية من الوتر.



الشكل 3.1. موضع أكبر تحدب و أكبر سمك [3]

5.1. عائلات مقاطع الأجنحة المستعملة في الطائرات:

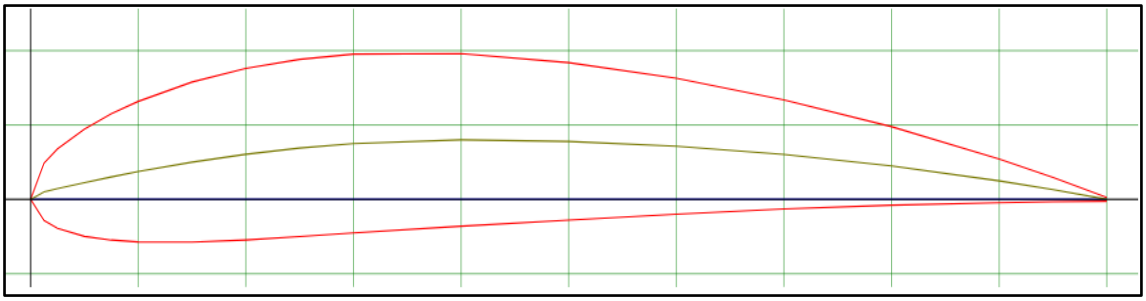
اللجنة الوطنية الاستشارية للملاحة الجوية **NACA** التي كانت سابقة لوكالة **NASA**، قامت بدراسة و تصميم عدة عائلات من مقاطع الأجنحة لتلبية التطبيقات المختلفة في الأيروديناميك، يمكن أن تقسم هذه العائلات كما يلي:

1.5.1.عائلة المقاطع ذات أربعة أرقام (NACA 4-Digit):

في هذه العائلة، المقطع يُمثل بأربعة (04) أرقام ***NACA xyzz***

مثال: **NACA 4412**

- ✓ 4 يشير إلى الحد الأقصى من الانحناء (4%).
- ✓ يشير رقم 4 الثاني إلى موضع الانحناء الأقصى (40%).
- ✓ يشير الرقم 12 إلى الحد الأقصى للسمك النسبي (12%).

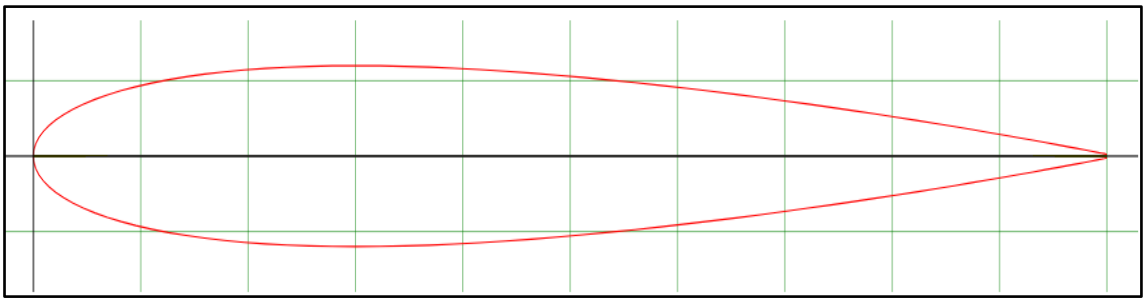


الشكل 4.1. مقطع جناح NACA 4412

يوجد أيضا مقاطع من الشكل **NACA 00xx** و هي مقاطع متماثلة أو متناظرة.

مثال: **NACA 0012**

- ✓ **00:** يشير إلى أن المقطع بدون انحناء، إذا فهو متماثل.
- ✓ **12:** يشير إلى الحد الأقصى للسمك النسبي (12%).



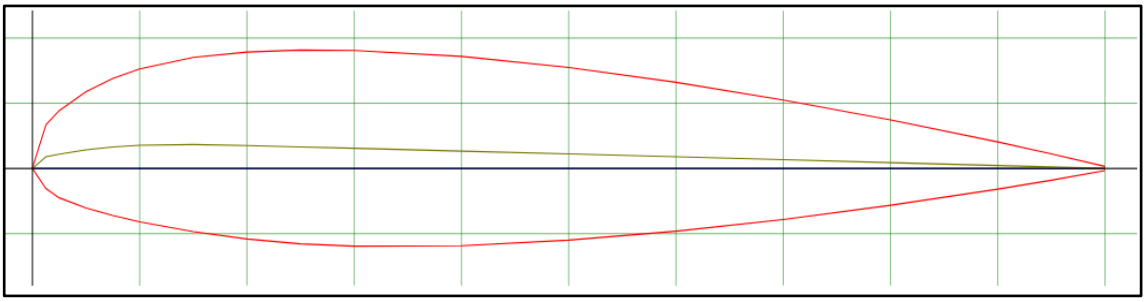
الشكل 5.1. مقطع جناح NACA 0012

2.5.1. عائلة المقاطع ذات خمسة أرقام (NACA 5-Digit):

في هذه العائلة، خمسة أرقام تميز المقطع ***NACA xyyzz***.

مثال: **NACA 23015**

- ✓ 2 يشير إلى معامل الرفع المميز.
- ✓ الرقمان التاليان 30 يمثلان ضعف الموضع النسبي للانحناء الأقصى (30%).
- ✓ يشير الرقمان الأخيران 15 إلى الحد الأقصى للسمك النسبي (15%).



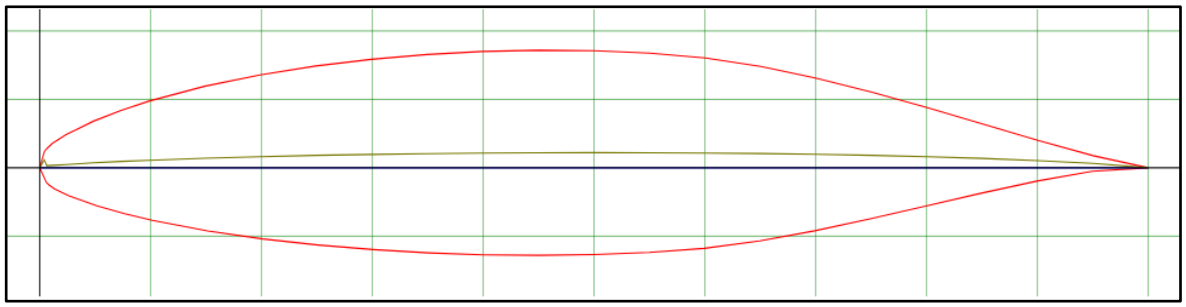
الشكل 6.1. مقطع جناح NACA 23015

3.5.1. عائلة المقاطع ذات ستة أرقام (NACA 6 Series):

و تسمى أيضا بالمقاطع الانسيابية NACA، حيث قامت الشركة المصممة **NACA** بدراسة هذه المقاطع التي يكون فيها التدفق انسيابيا (Laminar) على جزء كبير من سطحها و أعطتها تسميات تتكون من مجموعة من الأرقام.

مثال: **$NACA66_2–215$**

- ✓ يشير رقم 6 الأول إلى سلسلة المقاطع الانسيابية.
- ✓ يمثل الرقم 6 الثاني الموضع النسبي للضغط الأدنى (60% من طول الوتر).
- ✓ يشير المؤشر 2 إلى أقصى معامل رفع حيث يوجد تدرج ضغط مناسب (Cl=0.2).
- ✓ 2 يمثل معامل الرفع عند زاوية هجوم صفرية و هو أيضا (Cl=0.2).
- ✓ يمثل الرقم 15 الحد الأقصى للسمك النسبي (15%).



الشكل 7.1. مقطع جناح $NACA66_2–215$

6.1. خاتمة:

قدّم هذا الفصل نظرة نظرية شاملة حول الخصائص الهندسية والأيروديناميكية لمقطع جناح الطائرة، مع التركيز على المفاهيم الأساسية لقوى الرفع والسحب، والمعاملات المرتبطة بها مثل (C_L) و (C_D) و (C_L/C_D). كما تم استعراض طرق تصنيف الأجنحة وتسميتها، والتعرف على أهم العائلات المستخدمة في تصميم الأجنحة.

تشكل هذه المفاهيم المرجعية العلمية الأساسية التي تُبنى عليها التحليلات المتقدمة في الفصول التالية، خصوصًا عند إدراج تحسينات تصميمية مثل جنيح ڤورني.

الفصل الثاني:

تحليل جنيح ثورني و مدى تأثيره على الأداء الأيروديناميكي من خلال دراسات بحثية سابقة

1.2. مقدمة:

في عالم الطيران ، يُعد تحقيق أقصى كفاءة أيروديناميكية أحد أهم التحديات التي تواجه المهندسين. فمنذ بدايات تصميم الأجنحة، كان الهدف الرئيسي هو زيادة قوة الرفع (Lift) وتقليل مقاومة السحب (Drag) دون الحاجة إلى تغييرات جذرية في الشكل الهندسي للطائرة. من هنا، ظهر مفهوم "جنيح قورني" (Gurney Flap) وهو تعديل بسيط لكنه قادر على إحداث تأثيرات عميقة وغير متوقعة على الأداء الأيروديناميكي للجناح.

يُعتبر جنيح قورني واحدًا من الابتكارات الذكية التي أثارت اهتمام الباحثين والمهندسين، حيث يمكنه تحسين أداء الأجنحة بشكل ملحوظ دون زيادة كبيرة في الوزن أو تعقيد التصميم. هذه التقنية، التي استُلهمت من عالم سباقات الفورمولا -1 (Formula 1)، أثبتت فعاليتها في الطائرات المدنية والعسكرية وحتى الطائرات بدون طيار، مما جعلها موضوعًا محوريًا في الدراسات الأيروديناميكية الحديثة.

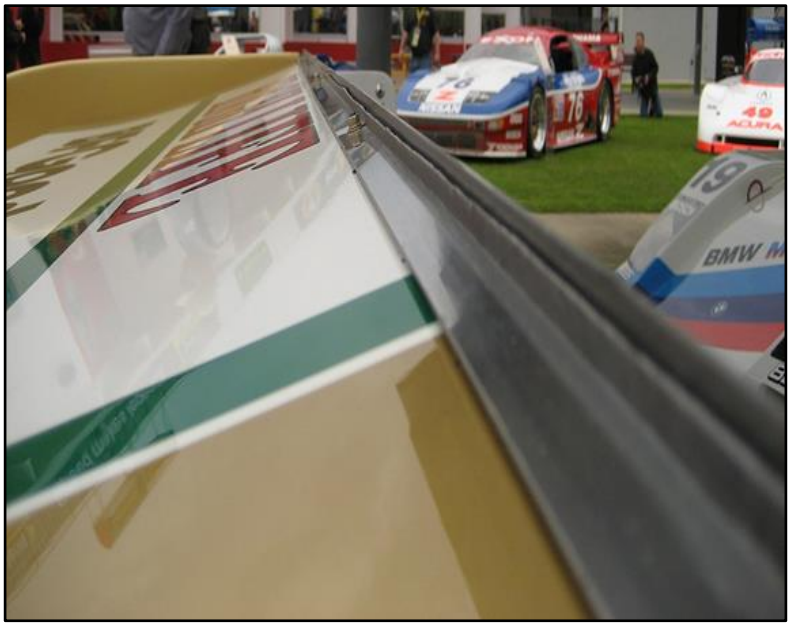
في هذا الفصل، سنستعرض أهم النتائج التي توصلت إليها الأبحاث السابقة، مع تحليل نقدي لمدى تأثير جنيح قورني على المؤشرات الأيروديناميكية مثل معامل الرفع (C_L) ، معامل السحب (C_D) ، ونسبة الرفع إلى السحب (L/D). كما سيمهد هذا التحليل للفصل القادم، الذي يتناول دراسة عددية وذلك باستخدام تقنيات ميكانيكا الموائع الحسابية (CFD).

2.2. تعريف جنيح ڤورني (Gurney Flap):

1.2.2. أصل التسمية و التطور التاريخي:



Dan Gurney (1931-2018)



الشكل 1.2. جنيح ڤورني مثبت على الحافة الخلفية للجناح الخلفي لسيارة بورشه -962- Porsche .

ظهر جنيح ڤورني (Gurney Flap) لأول مرة سنة 1971، عندما كان فريق All American Racers (AAR) بقيادة السائق والمُصمم الأمريكي دان ڤورني (Dan Gurney) يختبر سيارة سباق جديدة في مدينة فينيكس (Phoenix) ضمن منافسات سلسلة USAC، وهي اختصار لـنادي السيارات الأمريكي (United States Auto Club).

كانت السيارة تعاني من ضعف في التماسك الهوائي للجناح الخلفي، مما تسبب في انخفاض سرعتها القصوى. وفي اليوم الأخير من الاختبارات، اقترح ڤورني إضافة شريط معدني صغير بزاوية قائمة على الحافة الخلفية للجناح، مستوحياً الفكرة من تجارب ريشي غونثر (Richie Ginther) مع الكابحات الهوائية (Spoilers) على سيارات فيراري (Ferrari) في السابق.

بعد تثبيت الجنيح، لم تتحسن أزمنة اللفات بشكل مباشر، لكن السائق بوبي أونسر (Bobby Unser) أفاد بأن السيارة أصبحت أكثر استقرارًا، حتى أنها بدأت تعاني من "الانحراف الأمامي" أو ما يُعرف بـ Understeer، وهو ما يدل على أن الجنيح حسّن التوازن الديناميكي الهوائي. ظل هذا الابتكار سريًا لبقية الموسم، حيث ادّعى الفريق أن الجنيح مجرد دعم هيكلي (Structural Brace) للجناح. وعندما حاولت بعض الفرق المنافسة تقليده، ركبته بطريقة خاطئة مما أدى إلى نتائج عكسية.

لاحقًا، تزايد الاهتمام بهذا الابتكار، وبدأت الفرق في تبنيه على نطاق أوسع بعد أن أثبت فعاليته في تحسين القوة الضاغطة (Downforce) دون زيادة ملحوظة في مقاومة الهواء (Drag). تعاون ڤورني مع شركة الطيران الأمريكية McDonnell Douglas لإجراء اختبارات في نفق الرياح (Wind Tunnel) ، حيث تبين أن الجنيح يساعد على تقليل انفصال الجريان الهوائي (Flow Separation) خلف الجناح، مما يزيد من الرفع أو القوة الضاغطة.

رغم محاولة ڤورني تسجيل الجنيح كبراءة اختراع (Patent) ، إلا أن ذلك لم ينجح، بسبب اكتشاف تصميم قديم مسجل سنة 1935 تحت اسم" جنيح زاباركا" (Zoparka Flap) ، لكنه لم يُستخدم فعليًا آنذاك.

2.2.2. من رياضة السيارات إلى عالم الطيران:

مع مرور الوقت، انتقل استخدام جنيح ڤورني إلى قطاع الطيران المدني والعسكري .في اختبارات أُجريت على نموذج طائرة Douglas DC-10، تبين أن تثبيت جنيح صغير بنسبة 0.5 % من طول الوتر الهوائي أدى إلى زيادة الرفع بنسبة 20 % دون زيادة مقاومة الهواء.

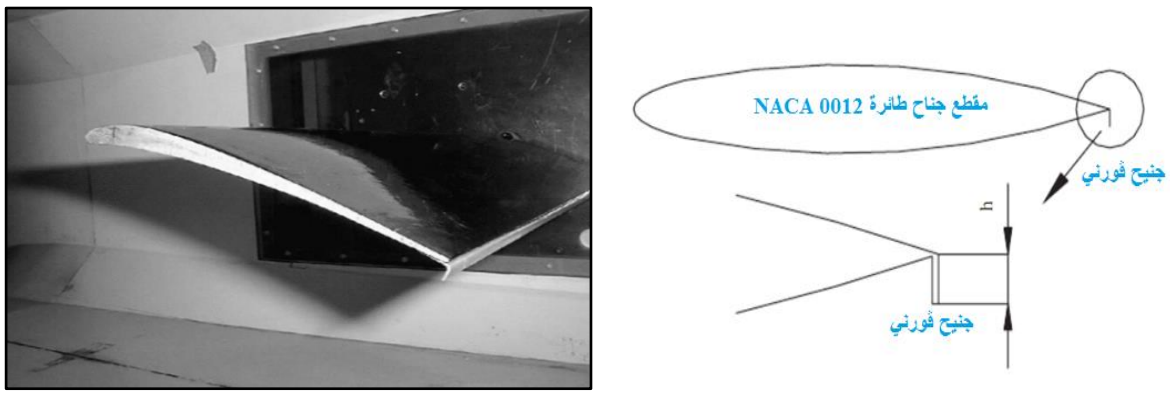
كما استُخدم الجنيح لاحقًا في طائرات خفيفة مثل Cessna B208، لزيادة الحد الأقصى لمعامل الرفع (Maximum Lift Coefficient)، وأيضًا في المروحيات مثل AH-64 Apache لتحسين الأداء أثناء التسلق الحاد، وكذلك في ذيول مروحيات مثل Sikorsky S-76 لزيادة الثبات.

خلال أزمة النفط في السبعينيات، اضطرت بعض شركات الطيران إلى خفض سرعة الطيران لتقليل استهلاك الوقود، مما أدى إلى زيادة مقاومة الجسم للطيران. في هذه الظروف، ساعد جنيح ڤورني على نقل مركز الرفع إلى الخلف، مما حسّن من التوازن الهوائي للطائرة.

واليوم، وبعد أكثر من خمسة عقود على ظهوره، لا يزال جنيح ڤورني يُستخدم على نطاق واسع في رياضة السيارات والطيران والطائرات بدون طيار(Unmanned Aerial Vehicles - UAVs) ، كونه وسيلة بسيطة وفعالة لتحسين الأداء الأيروديناميكي دون تعقيدات هندسية أو تكاليف كبيرة.

3.2. الشكل الهندسي والخصائص التصميمية لجنيح ڤورني:

1.3.2. الشكل الهندسي:



الشكل 2.2 جناح مزود بجنيح ڤورني داخل مقطع الاختبار في نفق هوائي.

جنيح ڤورني هو صفيحة مسطّحة يتراوح طولها بين 1% و3% من وتر الجناح، وتكون مثبّتة بشكل عمودي على خط الوتر، وتوضع عند الحافة الخلفية للجناح. هدفه الرئيسي زيادة قوة الرفع.

2.3.2. الخصائص والمعايير التصميمية الأساسية:

الجدول 1.2 يوضح الخصائص والمعايير التصميمية الأساسية التي يتم اعتمادها في تصميم **جنيح قورني**.

الأبعاد والنسب	الموقع والتموضع	مواد التصنيع
✓ الارتفاع: يتراوح عادة بين 1% إلى 3% من طول الوتر. ✓ العرض: يمتد عبر الحافة الخلفية للجناح، ويمكن أن يكون بطول الجناح كاملاً أو جزء منه. ✓ الشكل: غالباً يكون شريطًا عموديًا قصيرًا، لكن يمكن أن يكون مائلاً أو مشطوف الحواف.	✓ يُوضع دائمًا على الحافة الخلفية للجناح و في مواضع مختلفة، إما بشكل عمودي تمامًا أو بزاويا تثبيت مختلفة. ✓ يمكن تركيبه على الطرف العلوي أو السفلي للجناح حسب التطبيق المطلوب.	✓ عادةً ما يُصنع من الألمنيوم، ألياف الكربون، أو مواد بلاستيكية مقاومة للظروف الجوية.

الجدول 1.2 الخصائص والمعايير التصميمية الأساسية لجنيح قورني.

4.2. مراجعة الدراسات البحثية السابقة:

منذ ظهورها في عام 1971، خضعت فكرة جنيح قورني للاختبار والتطبيق في العديد من المجالات. وقد أُجريت العديد من الاختبارات داخل أنفاق هوائية، إلى جانب دراسات عددية شاملة، باستخدام تصميمات هندسية مختلفة للأجنحة ومعايير تصميم متنوعة للجنيح نفسه. كما تم اختبار تركيبات مختلفة من أساليب زيادة الرفع، مثل النتوءات، والمشغلات البلازمية، والجنيحات متعددة العناصر، وغيرها. يهدف هذا القسم إلى دراسة وتلخيص نتائج هذه الأبحاث، تمهيدًا لبناء محتوى علمي حول جنيح قورني من أجل الإعتماد عليه في دراستنا العددية في الفصول اللاحقة.

أُجريت العديد من التحليلات في الأنفاق الهوائية والدراسات العددية على مقاطع أجنحة مختلفة، لكن نحاول ذكر بعضها:

Liebeck (1978) قام بدراسة تصوير تدفق خطوط تيار الهواء على جناح (نيومان Newman)، وأظهرت النتائج أن التدفق ينحني للأسفل بسبب الجنيحات المثبتة. كما وجد أن قوة الرفع تزداد مع تأثير طفيف على مقاومة السحب.

Vuillet و فريقه (1981) أجروا اختبارات على جناح NACA 5414 باستخدام جنيحات بارتفاع 1.25% و5% من طول الوتر. حيث أدّى الجنيح بارتفاع 5% من طول الوتر إلى زيادة معامل الرفع بنسبة 40% وزيادة ميل منحنى الرفع بنسبة 6%، لكن في المقابل ارتفع معامل السحب بشكل ملحوظ عند استخدام جنيحات كبيرة الحجم. أما الجنيح بارتفاع 1.25% فقد حسّن معامل الرفع بدرجة أقل بكثير، ولكن دون زيادة كبيرة في مقاومة السحب. وكانت النتائج متوافقة بشكل عام مع فرضية Liebeck.

Sewall و فريقه (1987) أجروا اختبارات في نفق هوائي لدراسة تأثير تعديلات الحافة الخلفية للأجنحة الهوائية في الطائرة EA-6B ، و وجدوا أن تحسين الحافة الخلفية يؤدي إلى تعزيز خصائص الرفع و زيادة الأداء الأيروديناميكي.

Neuhart و Pendergraft (1988) توصّلا إلى نتائج مماثلة من خلال تصوير تدفق خيوط تيار الهواء الملونة في نفق مائي. وكشفت قياسات توزيع الضغط على الجناح أن جنيح قورني يزيد الضغط على بطن الجناح، بينما يقلله على ظهر الجناح مقارنة بالجناح العادي. واستنتجوا أن الارتفاع الأمثل للجنيح يجب أن يكون قريبًا من سمك الطبقة الحدية عند الحافة الخلفية للجناح أي حافة الانفلات.

Katz و Dykstra (1989) أجريا تجارب على جناح سيارة، حيث تم تركيب جنيح قورني بارتفاع 2% من طول الوتر على الحافة الخلفية. أظهرت النتائج أن معامل الرفع ومعامل السحب زادا معًا، مما يعني أن نسبة الرفع إلى السحب لم تكن مثالية مقارنةً بالجناح بدون الجنيح.

J. Kentfield (1993) درس استخدام جنيحات قورني على مراوح الهليكوبتر ووجد تحسنًا بنسبة 20% في الرفع دون زيادة في القوة أو قطر المروحة. كما ارتفعت الكفاءة العامة بنسبة 10% مع إضافة الجنيحات. مع التركيز على تحسين قدرة الرفع للجناح مع الحد الأدنى من زيادة قوة السحب.

J. Kentfield (1994) درس تأثير جنيحات قورني على التوربينات الهوائية، ووجد أن معامل الرفع زاد بشكل ملحوظ مقابل زيادة طفيفة في مقاومة السحب.

Giguère و فريقه (1995) أجرى دراسات في نفق هوائي على جنيحات بارتفاع يتراوح بين (0.005 و 0.05) من طول الوتر. وعلى الرغم من أن زيادة الرفع في حالة الجنيح بارتفاع 0.05 من طول الوتر كانت الأعلى، إلا أن زيادة السحب كانت مرتفعة أيضًا. وقد تم تحقيق أفضل أداء أيروديناميكي في التركيبات التي يتراوح طول الجنيح فيها بين (0.005 و 0.05) من طول الوتر.

Bloy و فريقه (1997) اختبر مجموعة من التركيبات المختلفة، منها جنيح بزاوية تثبيت 45°، و آخر بزاوية تثبيت 90°. وقد أعطى الجنيح ذات 45° أفضل النتائج ، حيث أدت جميع التركيبات إلى زيادة ملحوظة في معامل الرفع مع زيادة طفيفة فقط في مقاومة السحب.

Jang و فريقه (1998) قاموا بدراسة جناح NACA 4412 المزوّد بجنيح قورني، حيث تم حساب مجال التدفق حول الجنيح باستخدام معادلات Navier-Stokes غير القابلة للانضغاط، مع ارتفاعات جنيح قورني تتراوح بين 0.5% و3.0% من طول الوتر. أظهرت عمليات المحاكاة تحسنًا كبيرًا في الرفع عند إضافة جنيح قورني، مع زيادة هذا التحسن بارتفاع الجنيح، كما أشارت الحسابات أيضًا إلى زيادة في قوة السحب.

Y. C. Li و فريقه (2002) وجد في حالة الأجنحة الدلتا أن المسامية في الجنيحات كانت أكثر فائدة، حيث زاد معامل الرفع بنسبة 71% عند استخدام تكوين الجنيح المسنن، بينما أعطى تركيب الجنيح غير المسنن زيادة قصوى بنسبة 51.4% فقط.

YACHEN. Li و فريقه (2002) أجروا قياسات تجريبية في نفق هوائي على جناح NACA0012 مزود بجنيح قورني لتحديد معاملات الرفع والسحب وعزم الانحدار لمختلف الارتفاعات. أدت إضافة جنيح قورني إلى زيادة معامل الرفع الأقصى من 1.37 إلى 1.74، إلا أن هناك زيادة في السحب. ووجدوا أن الارتفاع الفعال جنيح قورني حوالي 2% من طول الوتر، مما يوفر أعلى نسبة رفع إلى سحب بين التصميمات المدروسة مقارنةً بجناح NACA0012 دون جنيح قورني. كما تجدر الإشارة أن هذه النتائج التجريبية هي التي قمنا بمقارنتها مع نتائجنا العددية في مذكرتنا و دراستنا و اعتمدناها كمرجع رقم [13].

YACHEN. Li و فريقه (2003) درسوا تأثير زوايا ومواضع تثبيت جنيحات قورني على جناح NACA 0012، و أظهرت دراستهم أن أفضل النتائج تحققت عندما كان الجنيح مثبت بشكل عمودي على خط الوتر، وقريب قدر الإمكان من الحافة الخلفية.

Baker و فريقه (2007) أجرى دراسات تجريبية وعددية على جنيحات قورني المثبتة على السطحين السفلي و العلوي للجناح، ووجدوا أن الموضع الأيروديناميكي الأمثل لجنيحات قورني على الجانب السفلي هو عند الحافة الخلفية، بارتفاع يقارب 2% من طول الوتر.

Suresh وSitaram (2011) نفّذ تجارب على جنيحات قورني لدراسة تأثيرها على المراوح المحورية والطرد المركزي. وكانت كفاءة المراوح المحورية أعلى مقارنة بالنموذج الأساسي.

Shubham و فريقه (2015) أجروا دراسة عددية ثنائية الأبعاد باستخدام نموذج RNG k-ε في برنامج FLUENT ، حيث تم تحليل تأثير جنيح قورني على الجناح NACA0012 من خلال اختبار 6 ارتفاعات، 7 مواضع تثبيت، و7 زوايا تثبيت .أظهرت النتائج أن أفضل تكوين لتحقيق أعلى رفع بأقل سحب يكون باستخدام جنيح بارتفاع 1.5% من طول الوتر، مثبت عموديًا وعلى أقرب نقطة ممكنة من الحافة الخلفية للجناح. كما تجدر الإشارة أيضا أن هذه النتائج العددية هي التي قمنا بمقارنتها مع نتائجنا العددية في مذكرتنا و دراستنا و اعتمدنها كمرجع رقم [14].

Mdouki و فريقه (2015) قاموا بتحليل عددي باستخدام برنامج FLUENT لدراسة تأثير جنيح قورني على أداء شفرة الضاغط الهوائي NACA 65(15)10. تم تقييم تأثير الموضع، زاوية التثبيت، وارتفاع الجنيح، ووجدوا أن أفضل أداء يتم تحقيقه عندما يكون الجنيح مثبتًا عموديًا على الحافة الخلفية، وارتفاعه حوالي 2% من طول الوتر.

Saha و فريقه (2017) قاموا بتحليل عددي باستخدام CFD لدراسة تأثير جنيح قورني على أداء الجناح NACA 2412 في ظروف تدفق تحت صوتي. تم اختبار ارتفاعات مختلفة للجنيح بين 2% و5% من طول الوتر وزوايا هجوم بين 0° و 32°. أظهرت النتائج أن الجنيح بارتفاع 2% من طول الوتر يحقق أفضل أداء أيروديناميكي، حيث يرفع نسبة الرفع إلى السحب قبل الوصول لحالة الانهيار أو زاوية التوقف.

Shukla و Kaviti (2017) درس تأثير النقرات بالقرب من الحافة الخلفية للجناح، بالإضافة إلى جنيحات قورني. تم وضع النقرات بجوار الجنيحات في المنطقة العلوية من التيار الهوائي. وأظهرت النتائج أن التصميم الذي يحتوي فقط على جنيحات قورني كان الأكثر كفاءة في زيادة الرفع مقارنة بالتصاميم التي تحتوي على النقرات فقط أو كل من النقرات والجنيحات معًا.

Mubassira و فريقها (2021) درسوا تأثير جنيح قورني على مقطع الجناح NACA 4312 باستخدام برنامج ANSYS Fluent عند عدد رينولدز 5×10^5 وزوايا هجوم من 0° إلى 16°. تم تحليل ارتفاعات الجنيح بين 1.5% و3% من طول الوتر. أظهرت النتائج أن أفضل نسبة رفع إلى سحب تتحقق عند زاوية هجوم 4° وارتفاع 1.5% من طول الوتر، حيث يحسن الأداء الأيروديناميكي بشكل ملحوظ مقارنةً بالجنيح بدون الجنيح الإضافي.

Ooda (2022) قام بتحليل عددي لدراسة تأثير جنيح قورني على جناح طائرة RAE2822 باستخدام نموذج اضطراب Spalart-Allmaras. تم اختبار ارتفاعات الجنيح بين 1% و3% من طول الوتر مع زوايا تثبيت بين 30° و90°. أظهرت النتائج أن زيادة ارتفاع الجنيح تحسن معامل الرفع ولكنها تزيد معامل السحب أيضاً. كما أن الزوايا الأقل من 45° تؤدي إلى انخفاض سريع في معامل الرفع، مما يقلل من فعالية الجنيح.

Chen و Bo (2022) قاموا بتحليل تأثير جنيح قورني على جناح طائرة مائلة (Tiltrotor) باستخدام نموذج الاضطراب Spalart-Allmaras. تم اختبار ارتفاعات بين 1% و4% من طول الوتر، ووجدوا أن أفضل أداء يتحقق عند 2%، حيث زاد معامل الرفع بنسبة 15.33% مقارنة بالجناح الأصلي، ولكن أدى ذلك إلى انخفاض في نسبة الرفع إلى السحب عند بعض زوايا الهجوم. كما أوضحت الدراسة أن الزيادة في معامل الرفع تتناسب طرديًا مع الجذر التربيعي لارتفاع الجنيح.

Al-Abri (2023) قام الباحث باستخدام ديناميك الموائع الحسابي (CFD) لدراسة تأثير إضافة جنيح قورني على الأداء الأيروديناميكي لعدة جنيحات مقوسة، باستخدام برنامج محاكاة Simcenter STAR-CCM+. تمت دراسة عدة أجنحة من نوع NACA مثل 0012، 2412، 4412، 6409، و23014، مع ارتفاعات جنيح 1% و 1.5% من طول الوتر. أظهرت النتائج أن إضافة جنيح بارتفاع 1% يحسن الرفع لكن يزيد السحب، خاصة عند زوايا هجوم منخفضة إلى متوسطة، بينما ارتفاع 1.5% يزيد الرفع أكثر لكنه يؤدي إلى زيادة سحب أكبر، مما يقلل الفعالية العامة للجنيح.

Vandan Chinnappa و Srinivas G (2023) أجريا دراسة عددية لتقييم تأثير جنيح ڤورني على الأداء الأيروديناميكي لمقطع جناح طائرة NACA 23112، من خلال تحليل متغيرات التصميم الرئيسية مثل الارتفاع والموضع للجنيح. استخدمت الدراسة أدوات المحاكاة Autodesk Fusion 360 وANSYS Workbench 22R1، ضمن شروط جريان عند عدد رينولدز ($Re = 2\times10^6$) وزوايا هجوم بين 0° و 15°. حيث اعتمدت هذه الدراسة العددية على نموذج الاضطراب k-ω SST، وبيّنت النتائج أن جنيح ڤورني يُحسّن أداء المقطع بشكل ملحوظ، خاصة عند الزوايا العالية، حيث تراجع موضع انفصال الجريان مقارنة بالحالة المرجعية.

من خلال استعراض الدراسات البحثية السابقة ، يتضح أن جنيح ڤورني قد نال اهتمامًا واسعًا في الدراسات العددية والتجريبية، مع التركيز على تأثير متغيراته التصميمية الهندسية على الأداء الأيروديناميكي لمقاطع الأجنحة.

5.2. خاتمة:

يُظهر التحليل الشامل للدراسات البحثية السابقة أن جنيح فورني يُعد تقنية بسيطة وفعالة لتحسين الأداء الأيروديناميكي، لاسيما من خلال تعزيز معامل الرفع. كما تبيّن أن الأداء يعتمد بشكل مباشر على ارتفاعاته، زاويا التثبيت، ومواضع التثبيت على جناح الطائرة. هذه الدراسات تشكل مرجعا علميًا للجزء العددي من دراستنا و مذكرتنا في الفصول اللاحقة.

الفصل الثالث:

تحليل عددي لجريان حول مقطع جناح طائرة

1.3. مقدمة:

يتناول هذا الفصل دراسة عددية مفصلة للسريان الهوائي ثنائي البعد حول مقطع جناح طائرة من نوع NACA0012، دون استخدام أو إضافة جنيح ڤورني (without Gurney flap) ، وذلك باستخدام تقنيات ميكانيكا الموائع الحسابية (CFD). حيث تم إعداد النموذج العددي بدقة، من خلال تصميم المجال الهندسي أو المجال الحسابي مع تصميم شبكة عددية مناسبة، واختيار نموذج اضطراب ملائم لمحاكاة الظواهر الفيزيائية بشكل واقعي، إلى جانب تحديد شروط حدية مناسبة تمثل الظروف الفيزيائية الفعلية. تم تقييم الأداء الأيروديناميكي لمقطع الجناح من خلال حساب معاملات الرفع والسحب والنسبة بينهما عبر مجال واسع من زوايا الهجوم (من 0° إلى 18°). وقد تمت مقارنة النتائج العددية المتحصل عليها مع بيانات تجريبية موثوقة أُجريت في نفق هوائي بإشراف الباحث Yachen.Li وفريقه [13]، بالإضافة إلى مقارنتها مع نتائج عددية منشورة من طرف Shubham.Jain وزملائه [14]. أظهرت هذه المقارنات تطابقًا جيدًا، مما يؤكد صحة النموذج العددي المستخدم وموثوقيته (Validation).

كما أجرينا دراسة أولية باستخدام منهجية سطح الاستجابة (Response Surface Methodology - RSM) بهدف تصميم وتحليل نطاق زوايا الهجوم للجناح، وتقييم تأثيرها على معاملات الأداء.

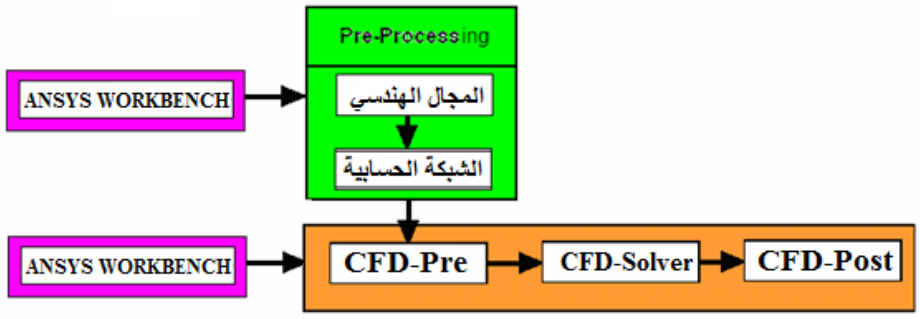
2.3. وصف مقطع جناح الطائرة المدروس (NACA0012):

تم اعتماد المقطع الهوائي NACA0012 في هذه الدراسة، والذي يُصنف ضمن سلسلة المقاطع الهوائية الكلاسيكية التي طورتها اللجنة الوطنية الاستشارية للملاحة الجوية (NACA). يتميز هذا المقطع بكونه متناظرًا تمامًا حول المحور الأفقي مع طول الوتر 1 متر، حيث تبلغ أقصى انحناءة له 0 % من طول الوتر وتقع عند 0 % من طول الوتر، مع سماكة قصوى تعادل 12 % من طوله. ويُعد هذا التماثل أو التناظرمن أبرز خصائص المقطع، مما يجعله مرجعًا شائعًا في العديد من الدراسات الأيروديناميكية، خاصة تلك المتعلقة بتأثير التعديلات البسيطة.

وقد تم اختيار هذا المقطع بشكل خاص نظرًا لحساسيته المعروفة تجاه التعديلات مثل جنيح قورني (Gurney flap) عند تركيبه على حافة الانفلات أو في مواقع أخرى، حيث تؤدي هذه الإضافة البسيطة إلى تحسينات واضحة في معاملات الرفع والسحب، مما يجعله نموذجًا مثاليًا لتقييم فعالية هذه التعديلات في الفصول اللاحقة.

3.3. المحاكاة العددية و البرامج المعلوماتية:

قد تم إعداد المحاكاة العددية بعناية من خلال المراحل الأساسية الآتية كما يظهره الشكل 1.3.

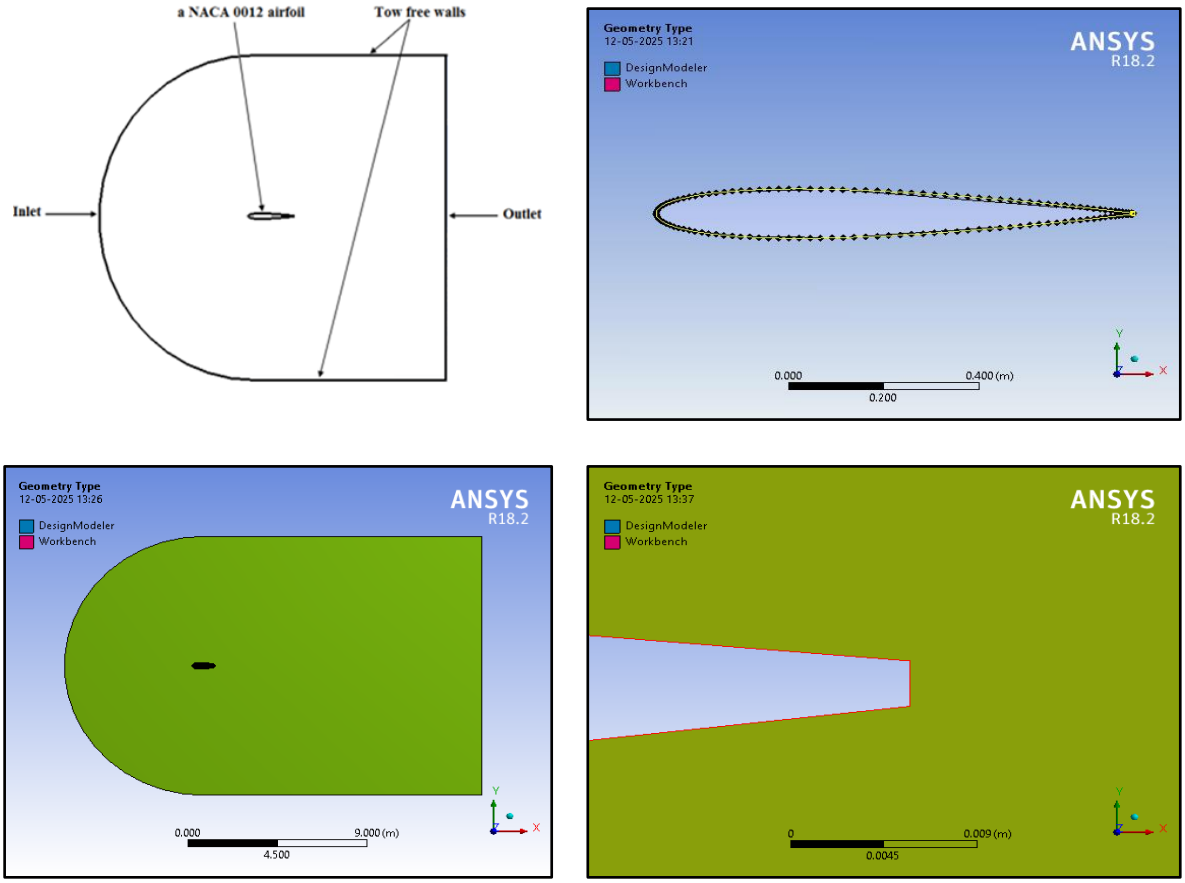


الشكل 1.3. المراحل الأساسية للمحاكاة العددية

1.3.3. تصميم المجال الحسابي (Computational Domain):

تم إنشاء المجال الهندسي أو المجال الحسابي ثنائي الأبعاد باستخدام برنامج (DesignModeler) ضمن بيئة (ANSYS). وقد صُمم المجال ليجمع بين شكل مستطيل وشكل نصف دائري يشبه حرف (C) من الجهة الأمامية للمقطع الهوائي، بهدف تمثيل المجال المحيط بالجسم بشكل مناسب. قد تم تمديد المجال بمسافات كافية حول مقطع الجناح لضمان تأثير إيجابي للشروط الحدية على سلوك الجريان ، حيث بلغت المسافة 6.5 متر أمام المقطع، و13.5 متر خلفه، و7 أمتار من الجهتين العلوية والسفلية.

الشكل (2.3) يُظهر التوزيع الهندسي العام للمجال الحسابي.



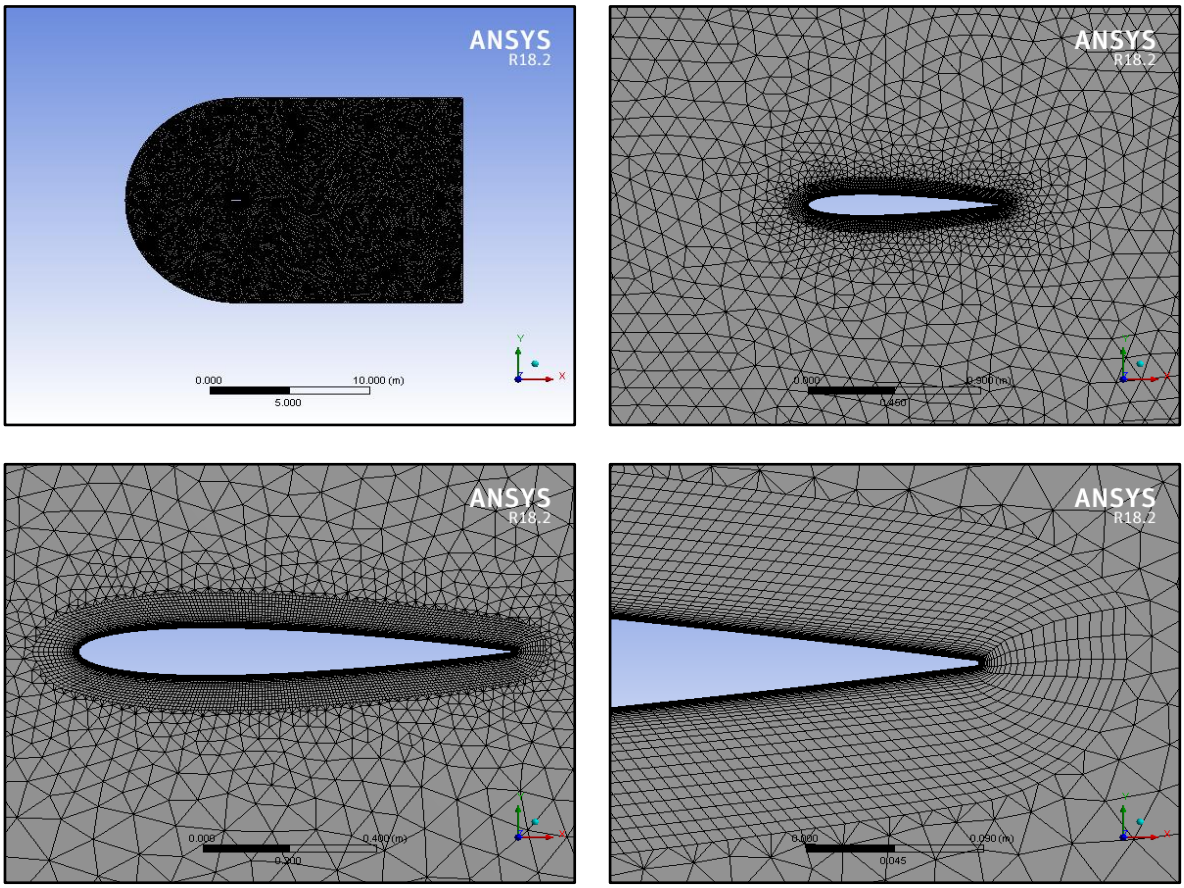
الشكل 2.3. المجال الهندسي دون جنيح ڤورني (Computational Domain without Gurney flap)

2.3.3. تصميم الشبكة الحسابية (Mesh Generation):

تم تصميم شبكة العناصر المنتهية (Mesh) للمجال الحسابي باستخدام برنامج ANSYS Meshing ، مع اختيار طريقة مناسبة تضمن تحقيق توازن بين دقة النتائج وتكلفة الحساب العددي. حيث تمّ استخدام شبكة غير مهيكلة (Unstructured Mesh) مكونة في معظمها من خلايا مثلثية الشكل، مع تحسين التوزيع حول مقطع الجناح من خلال إدراج طبقات التضخيم أو التدرج أو الانتفاخ (Inflation Layers) على طول سطح الجناح. وقد تم تحديد عدد الطبقات ومعدل نموها (Growth Rate) بشكل مدروس بهدف تمثيل دقيق لمنطقة الجدار، أي مجال الطبقة الحدية (Boundary Layer).

تم اعتماد المعيار اللابعدي $y^+ = 1$ لتحديد ارتفاع أول خلية مجاورة للجدار بدقة، مما يسمح بتمثيل صحيح للطبقة الفرعية اللزجة (Viscous Sublayer) عند استخدام نموذج الاضطراب Spalart–Allmaras. ومن هذا المعيار، تم حساب ارتفاع الخلية الأولى y وبالتالي أقصى ارتفاع للطبقات المتراكمة ضمن منطقة الطبقة الحدية y_{max} . وهو ما يُعد مثاليًا لحل الطبقة الحدية بدقة، مع ضمان التقاط تدرجات السرعة والضغط وبقية المتغيرات الفيزيائية للسريان بدقة عالية في منطقة الجريان المحيطة بجدار الجناح. من جهة أخرى، تم تقليل كثافة الشبكة في المناطق البعيدة عن المقطع الهوائي، وذلك بهدف تقليل عدد العناصر وتحسين كفاءة الحساب العددي دون التأثير على دقة النتائج في المناطق الحيوية.

بلغ العدد الإجمالي للعناصر المنتهية في الشبكة المعتمدة حوالي 54,000 عنصر، وهو عدد مناسب لتحقيق توازن فعّال بين الدقة العددية وسرعة تنفيذ المحاكاة. يُظهر الشكل (3.3) التوزيع العام للشبكة حول مقطع الجناح وفي المجال الحسابي.



الشكل 3.3. التوزيع العام للشبكة في المجال الحسابي (Mesh Generation without Gurney flap)

1.2.3.3. مفهوم y^+ و توابع الجدار:

من أجل إعداد شبكة الحجوم أو الخلايا المنتهية (Mesh) المطلوبة لدراسة مجال الطبقة الحدية تمّ الإعتماد على المعيار اللابعدي y^+ الذي تمّ من خلاله تحديد (y) ارتفاع أول خلية في شبكة الحجوم المنتهية و التي تُعطى بالعلاقة:

$$y = \frac{y^+ . \mu}{U_\tau . \rho} \quad (m) \qquad (3\text{-}1)$$

حيث: ρ كثافة المائع و μ لزوجة التحرك و U_τ سرعة الاحتكاك.

تُحدد سرعة الاحتكاك بالعلاقة:

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (m/s) \qquad (3\text{-}2)$$

حيث أن: τ_w إجهاد رينولدز و يعطى بالعلاقة:

$$\tau_w = \frac{1}{2} C_f \rho U_\infty^2 \quad (kg/m.s^2) \qquad (3\text{-}3)$$

ويعبر C_f عن معامل الاحتكاك الذي يعطى بالعلاقة:

$$C_f = 0.058 Re_x^{-0.2} \qquad (3\text{-}4)$$

و يحسب رقم رينولدز Re بالعلاقة:

$$Re = \frac{\rho.u.L}{\mu} \qquad (3\text{-}5)$$

حيث أن: u سرعة الجسم أو الهواء و L طول مسار الجريان و μ لزوجة التحرك للمائع.

يعطى عدد الطبقات اللازمة لتشكيل الطبقة الحدية وفق برنامج ANSYS-FLUENT من خلال العلاقة:

$$y_{max} = y \times gr^{n-1} \qquad (3\text{-}6)$$

حيث أن:

y_{max} : ارتفاع الطبقة النهائية في مجال الطبقة الحدية.

gr : معدل نمو الطبقات.

n : عدد طبقات المجال.

على اعتبار أن (y_{max}) ارتفاع الطبقة النهائية يمثل ارتفاع الطبقة الحدية وهو المجهول في هذه الدراسة سيتم اعتبار y_{max} مساوية لارتفاع الطبقة الحدية المحسوبة من خلال قوانين براندل **Prandtl** في علاقة الجريان الصفيحي، و علاقة الجريان المضطرب، حيث أن هذه العلاقات صحيحة لدراسة الطبقة الحدية على صفائح مستوية مثل جناح طائرة.

- الجريان الصفيحي ($Re < 3.2 \times 10^5$)

$$y_{max} = \delta = \frac{5 \times X}{\sqrt{Re_x}} \qquad (3\text{-}7)$$

حيث (X) هو طول مسار الجريان و يمثل طول الوتر 1 متر في دراستنا.

- الجريان المضطرب ($Re > 1 \times 10^6$)

$$y_{max} = \delta = \frac{0.37 \times X}{(Re_x)^{\frac{1}{5}}} \qquad (3\text{-}8)$$

حيث (X) هو طول مسار الجريان و يمثل طول الوتر 1 متر في دراستنا.

2.2.3.3. تطبيق عددي على توابع الجدار لمقطع جناح طائرة NACA0012:

كما أشرنا سابقا أنه سيتم الحساب اعتمادا على المعيار اللابعدي $y^+ = 1$ لتحديد إرتفاع أول خلية مجاورة للجدار بدقة، مما يسمح بتمثيل صحيح للطبقة الفرعية اللزجة (*Viscous Sublayer*) وهو ما يتناسب مع استخدام نموذج الاضطراب *Spalart–Allmaras*. ومن هذا المعيار، سيتم حساب ارتفاع الخلية الأولى y ، ومن ثمّ أقصى ارتفاع للطبقات المتراكمة ضمن منطقة الطبقة الحدية y_{max} مع حساب n عدد هذه الطبقات المتراكمة. ولقد اعتمدنا في التطبيق العددي على المرجع رقم [8].

- ✓ حساب معامل الاحتكاك C_f:

$$C_f = 0.058 Re_x^{-0.2}$$

بما أن: $Re = 2.1 \times 10^6 > 1 \times 10^6$ فإن الجريان مضطرب.

$$C_f = 0.058 \times (2.1 \times 10^6)^{-0.2}$$

$$\boxed{C_f = 0.00315488937}$$

- ✓ حساب إجهاد رينولدز τ_w:

$$\tau_w = \frac{1}{2} C_f \rho U_\infty^2$$

- ✓ حساب سرعة السريان U_∞:

$$Re = \frac{\rho \times U_\infty \times L}{\mu}$$

$$\rightarrow U_\infty = \frac{Re \times \mu}{\rho \times L}$$

$$\rightarrow U_\infty = \frac{2.1 \times 10^6 \times 1.7894 \times 10^{-5}}{1.225 \times 1}$$

$$\boxed{U_\infty = 30.6754285714 \approx 30.68\ m/s}$$

نستنتج أن:

$$\tau_w = \frac{1}{2} \times (0.00315488937 \times 1.225 \times 30.6754285714^2)$$

$$\boxed{\tau_w = 1.818325\ Kg/m.s^2}$$

✓ حساب سرعة الإحتكاك U_τ:

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} = \sqrt{\frac{1.818325}{1.225}}$$

$$\boxed{U_\tau = 1.218337777\ m/s}$$

✓ حساب ارتفاع أول خلية في شبكة الحجوم المنتهية (y):

$$y = \frac{y^+ \cdot \mu}{U_\tau \cdot \rho}$$

$$y = \frac{1 \times 1.7894 \times 10^{-5}}{1.218337777 \times 1.225}$$

$$\boxed{y = 0.0000119896\ m}$$

$$\boxed{y \approx 1.2 \times 10^{-5}\ m}$$

✓ حساب ارتفاع الطبقة النهائية في مجال الطبقة الحدية (y_{max}):

$$y_{max} = \delta = \frac{0.37 \times L}{(Re_x)^{\frac{1}{5}}}$$

$$y_{max} = \delta = \frac{0.37 \times 1}{(2.1 \times 10^6)^{\frac{1}{5}}}$$

$$\boxed{y_{max} = 0.0201260184\ m}$$

$$\boxed{y_{max} \approx 20\ mm}$$

✓ حساب عدد الطبقات المتراكمة (n) :

$$n = \frac{\ln(\frac{y_{max}}{y})}{\ln(gr)} + 1$$

$$n = \frac{\ln(\frac{0.0201260184}{0.0000119896})}{\ln(1.2)} + 1$$

$$\boxed{n = 41.72874995}$$

$$\boxed{n \approx 42}$$

3.3.3. إعداد نموذج المحاكاة (Simulation Setup):

تشمل هذه المرحلة تحديد النموذج الفيزيائي المناسب لجريان الهواء، اختيار نموذج الاضطراب، تعيين الشروط الحدية، وكذلك ضبط إعدادات الحل العددي (Solver Settings). يمكن تنظيم هذا القسم إلى العناوين الفرعية التالية:

1.3.3.3. النموذج الفيزيائي (Physical Model):

تم إعداد نموذج المحاكاة باستخدام برنامج ANSYS Fluent ، ضمن بيئة ANSYS Workbench ، الذي يُعد من بين الأدوات الرائدة في مجال المحاكاة العددية للسوائل، بفضل دقته العالية وتنوع نماذج الجريان التي يدعمها.

إعتمدت المحاكاة على جريان هوائي دائم (Steady-State) وثنائي الأبعاد (2D) كما تم اعتبار الهواء كسائل غير قابل للانضغاط (Incompressible) وذلك نظرًا لأن عدد ماك (Mach number) في ظروف التشغيل أقل من 0.3.

2.3.3.3. نموذج الاضطراب (Turbulence Model):

تم استخدام نموذج الاضطراب Spalart-Allmaras داخل ANSYS Fluent ، وهو نموذج أحادي المعادلة (One-Equation Model) يتميّز بالبساطة والسرعة العددية، مما يجعله مناسبًا لمحاكاة الجريان حول أجنحة الطائرات والأجسام الهوائية الأخرى. بفضل قدرته على تمثيل الطبقة الحدية بدقة، خاصة عند اعتماد قيمة $y^+ = 1$ ، يُمكن للنموذج التقاط السلوك داخل الطبقة اللزجة (Viscous Sublayer) مباشرة، مما يُحسن من دقة المحاكاة دون زيادة في تكلفة الحسابات.

3.3.3.3. الشروط الحدية (Boundary Conditions):

- ✓ المدخل (Inlet): تم فرض سرعة منتظمة للهواء بقيمة ثابتة $(U_\infty = 30.68\ m/s)$.
- ✓ المخرج (Outlet): ضغط ثابت (Pressure Outlet).
- ✓ السطوح العلوية والسفلية (Free): تم فرض نفس الشرط عند المدخل $(U_\infty = 30.68\ m/s)$.
- ✓ سطح الجناح (Airfoil): شرط عدم إنزلاق (No-Slip Wall).

4.3.3.3. إعدادات الحل (Solver Settings):

تم استخدام الحل القائم على الضغط (Pressure-Based Solver) في بيئة ANSYS Fluent ، وذلك نظرًا لملاءمته لحالات الجريان غير القابل للانضغاط (Incompressible Flow) كما هو الحال في سريان الهواء حول أجنحة الطائرات عند سرعات منخفضة إلى متوسطة.

وكذلك تم اعتماد خوارزمية **SIMPLE** (**S**emi-**I**mplicit **M**ethod for **P**ressure **L**inked **E**quations) لربط معادلات السرعة والضغط، كونها خوارزمية فعالة ومستقرة في هذا النوع من الجريان، حيث يتم حل المعادلات بشكل منفصل. أولا تحسب السرعة باستخدام ضغط تقريبي، ثم تصحح الضغط والسرعة بالتدريج عن طريق التكرار (Iterrations) حتى تصل للحل الصحيح.

أما معايير التقارب فقد حُددت بانخفاض البواقي (Residuals) أو مقدار الخطأ إلى أقل من 10^{-5} لضمان دقة الحل العددي.

4.3.3. مطالعة و معالجة النتائج العددية (Post-Processing):

بعد الانتهاء من حل النموذج العددي في محاكاة ديناميكا الموائع (CFD) ، تُعد مرحلة مطالعة و معالجة النتائج العددية خطوة حاسمة لتحليل وتفسير سلوك الجريان واستيعاب الظواهر الفيزيائية المرتبطة بالمجال المدروس.

يتم خلال هذه المرحلة تحويل الكم الهائل من البيانات العددية الناتجة عن الحل إلى معلومات مفهومة بصريًا وهندسيًا وبيانيا تساعد في اتخاذ القرار وتحسين التصميم.

4.3. موثوقية شبكة الحسابات (Mesh Independence Study):

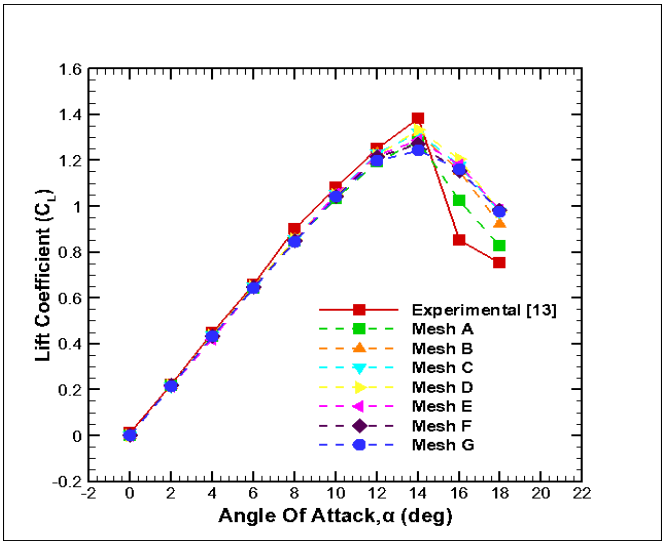
من أجل ضمان دقة وموثوقية النتائج العددية، قمنا بإجراء دراسة لاستقلالية شبكة العناصر المنتهية، من خلال مقارنة نتائج معامل الرفع (C_L) المحسوبة باستخدام سبع شبكات مختلفة الكثافة مع النتائج التجريبية المرجعية [13].

حيث تم اختبار أداء كل شبكة حساب عبر مجموعة من زوايا الهجوم تمتد من 0° إلى 18°. أظهرت النتائج أن الشبكة الموسومة بـ (Mesh A) ، والتي تضم حوالي 54,000 عنصر، تعطي أفضل توافق مع القيم التجريبية، مما يجعلها الخيار الأمثل من حيث الدقة وكفاءة الحساب.

يتم تقديم عدد العناصر المنتهية التي تشكل كل شبكة حسابية في الجدول (1.3) كما يُبيّن الشكل (4.3) مقارنة بين نتائج الشبكات المختلفة و النتائج التجريبية.

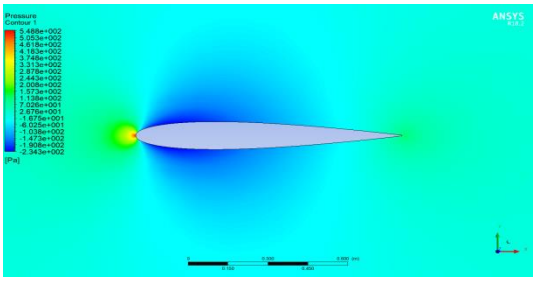
شبكة الحسابات (Mesh)	عدد العناصر المنتهية (Number of Elements)
A	**53858**
B	**75666**
C	**81175**
D	**98238**
E	**122916**
F	**152077**
G	**198988**

الجدول 1.3. عدد العناصر في شبكات الحساب

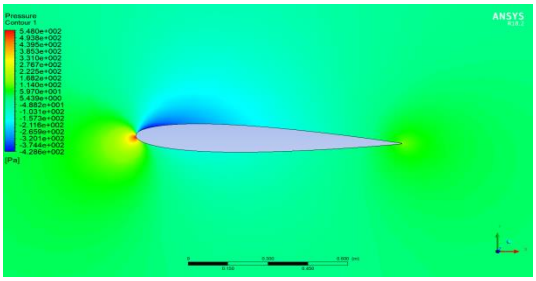


الشكل4.3. مقارنة بين نتائج الشبكات الحسابية المختلفة و النتائج التجريبية

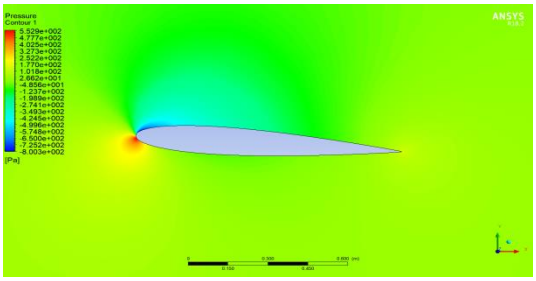
5.3. عرض النتائج ومناقشتها:



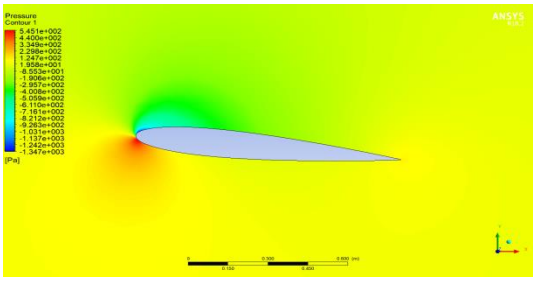
زاوية الهجوم (α=0°)



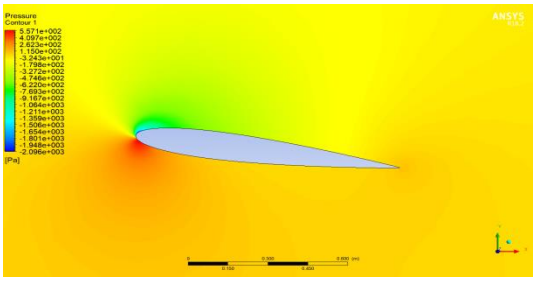
زاوية الهجوم (α=2°)



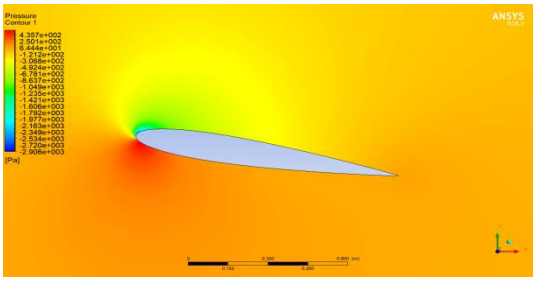
زاوية الهجوم (α=4°)



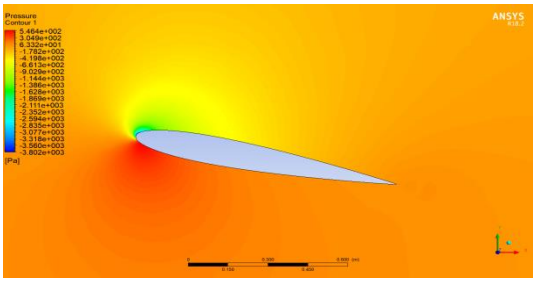
زاوية الهجوم (α=6°)



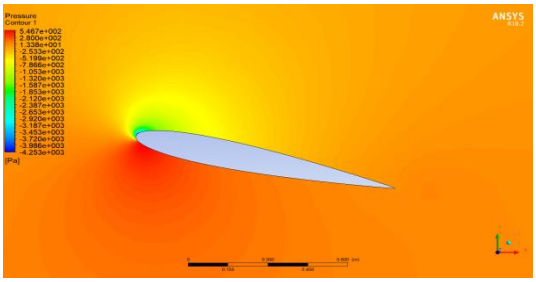
زاوية الهجوم (α=8°)



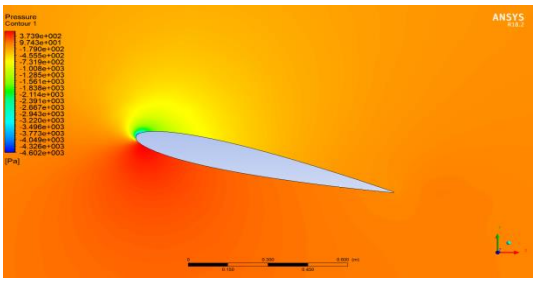
زاوية الهجوم (α=10°)



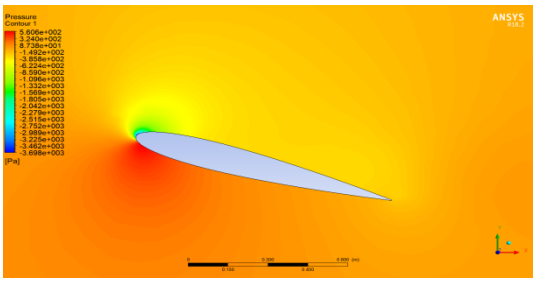
زاوية الهجوم (α=12°)



زاوية الهجوم (α=14°)

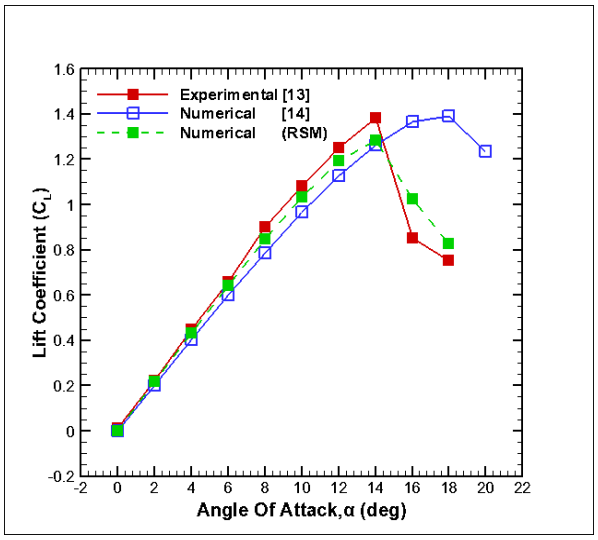


زاوية الهجوم (α=16°)

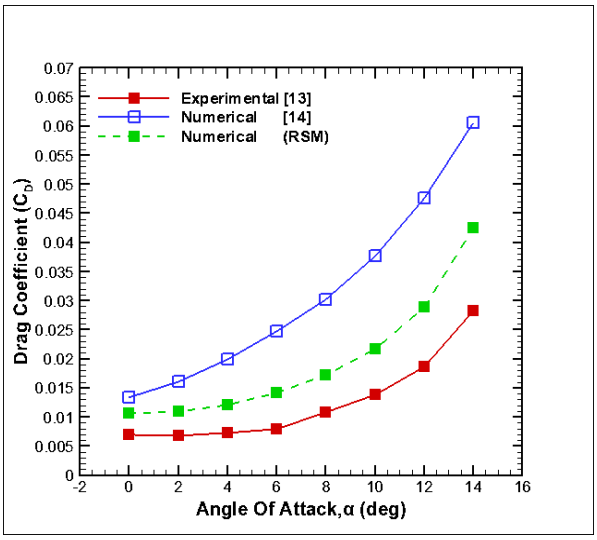


زاوية الهجوم (α=18°)

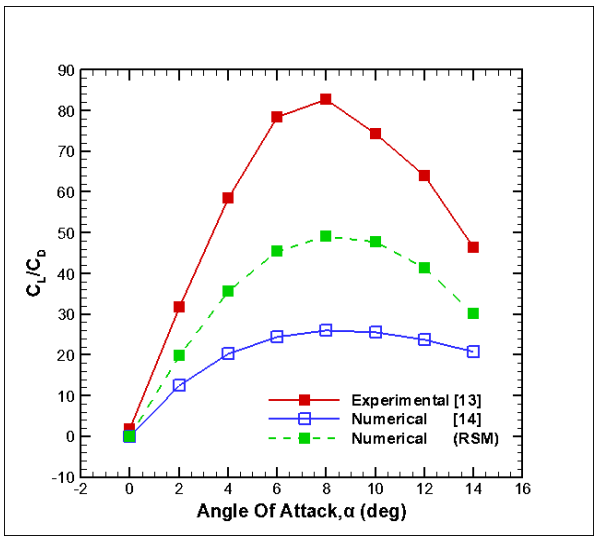
الشكل 5.3. توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 دون جنيح قورني عند زوايا هجوم مختلفة



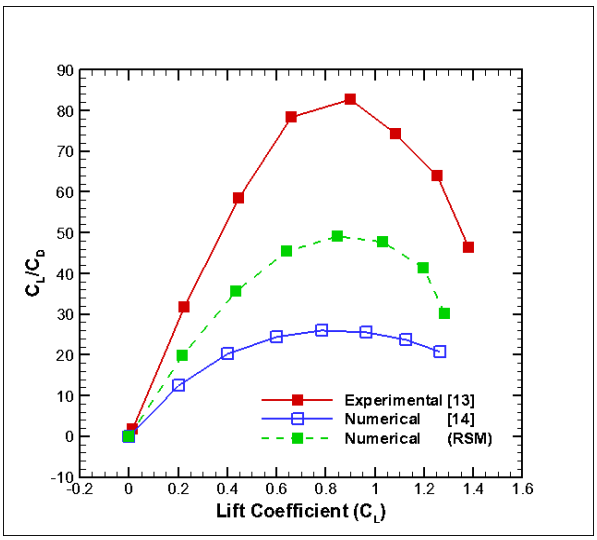
(أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L)

الشكل 6.3. مقارنة عددية وتجريبية للمعاملات الأيروديناميكية بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) لمقطع جناح طائرة NACA 0012 دون جنيح قورني (Without Gurney flap)

✓ (أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α):

يظهر هذا المنحنى أن معامل الرفع (C_L) يزداد تقريبًا بشكل خطي مع زيادة زاوية الهجوم (α) في النطاق الزاوي المنخفض إلى المتوسط، مما يعكس تطور الرفع نتيجة زيادة فرق الضغط بين السطحين العلوي والسفلي للجناح. بعد الوصول إلى زاوية الانهيار (Stall Angle) والتي تقع عند حوالي (α=14°)، يحدث الإنفصال الهوائي (Stall) ، فتتراجع قيمة (C_L) بشكل واضح نتيجة لانفصال الطبقة الحدية عن السطح العلوي للجناح.

تُظهر النتائج العددية تقاربا مع النتائج التجريبية [13] قبل حدوث الانفصال، مع ظهور بعض الفروقات الطفيفية بعده، ويُعزى ذلك إلى محدودية نموذج الاضطراب Spalart-Allmaras في التقاط و رصد انفصال الطبقة الحدية بدقة عند

الزوايا العالية، نظرًا لصعوبة تمثيل الظواهر غير الخطية والمعقدة المرتبطة بالجريان المنفصل. وبالمقارنة مع النتائج العددية في المرجع [14]، فإن نتائجنا تُظهر تطابقًا أفضل مع البيانات التجريبية [13]، مما يعكس دقة النموذج العددي المستخدم وملاءمته لتمثيل سلوك الجريان حول الجناح في هذه الحالة.

✓ (ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):

يتزايد معامل السحب (C_D) تدريجيًا مع زيادة زاوية الهجوم (α) ، ويزداد بوضوح أكبر بعد الزاوية الحرجة أو زاوية التوقف (Stall Angle) نتيجة ظهور الدوامات وفقدان انسيابية الجريان. وقد تم الاقتصار على عرض النتائج العددية في مجال الزوايا بين (α=0° وα=14°)، تماشيًا مع المجال المعتمد في البيانات التجريبية [13]، وذلك لضمان المقارنة ضمن نفس النطاق وتحقيق تقييم أكثر دقة للتطابق.

يُلاحظ وجود تباعد نسبي في قيم معامل السحب (C_D) مقارنةً بـمعامل الرفع (C_L)، ويُعزى ذلك إلى الطبيعة المختلفة لكل من القوتين؛ فبينما يعتمد حساب معامل الرفع (C_L) -الذي يمثل القوة العمودية على اتجاه السريان- أساسًا على توزيع الضغط، فإن معامل السحب (C_D) -الذي يمثل القوة الموازية لاتجاه السريان- يتأثر بشكل أكبر بالخسائر اللزجة وظواهر الانفصال الدقيقة، والتي يصعب رصدها و التقاطها بدقة عالية بإستخدام نماذج الإضطراب العددية التقريبية، ما يجعل (C_D) أكثر حساسية وأقل دقة في المحاكاة العددية مقارنةً بـ (C_L).

✓ (ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):

يُبين هذا المنحنى أن الكفاءة الأيروديناميكية (C_L/C_D) تبلغ ذروتها عند زاوية هجوم مثلى (α=8°)، مما يشير إلى أفضل أداء أيروديناميكي للجناح في هذا النطاق (من α=6° إلى α=8°). بعد هذه الزاوية، تنخفض الكفاءة بسبب تزايد السحب بشكل أسرع من الرفع. النتائج العددية تعكس نفس الاتجاه مع تقارب جيد من البيانات التجريبية.

تجدر الإشارة إلى أن تمثيل الكفاءة الأيروديناميكية (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α) يُستخدم بشكل رئيسي لتحديد زاوية التشغيل المثلى للجناح أثناء الطيران، أي الزاوية التي تحقق أعلى كفاءة أيروديناميكية.

✓ (ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L):

يوضح هذا المنحنى العلاقة غير الخطية بين الكفاءة الأيروديناميكية (C_L/C_D) ومعامل الرفع (C_L). تُلاحظ في البداية زيادة سريعة في الكفاءة مع ارتفاع طفيف في معامل الرفع (C_L) ، تليها ذروة تمثل أقصى كفاءة، ثم إنخفاض حاد عند القيم المرتفعة لـمعامل الرفع (C_L) نتيجة تدهور الإنسيابية وازدياد تأثير السحب. حيث تُظهر النتائج العددية سلوكًا مشابهًا للبيانات التجريبية من المرجع [13]، مع تقارب عام في المنحنيين.

وقد تم اعتماد هذا التمثيل نظرًا لأهميته في تقييم كفاءة الأداء الأيروديناميكي للجناح، حيث تسمح النسبة (C_L/C_D) بتحديد أفضل نقطة تشغيل التي تحقق أقصى رفع بأقل إعاقة عند نفس قيمة زاوية الهجوم، ما يُعد مؤشرًا رئيسيًا في تصميم وتحسين أداء الأجنحة في التطبيقات الجوية المختلفة.

6.3. خاتمة:

في هذا الفصل، تم تقديم تحليل عددي للجريان الهوائي حول مقطع جناح طائرة من نوع NACA 0012 دون إضافة جنيح ڤورني (Without Gurney flap) وذلك باستخدام تقنيات ميكانيكا الموائع الحسابية(CFD) ، بهدف دراسة الأداء الأيروديناميكي عند زوايا هجوم مختلفة.

شملت الدراسة مراحل بناء النموذج العددي، تصميم المجال الهندسي مع الشبكة الحسابية، وتحديد النموذج الفيزيائي الملائم، مع اعتماد نموذج الاضطراب Spalart–Allmaras لتمثيل الجريان الخارجي.

أظهرت النتائج تطور كل من معامل الرفع (C_L) ، معامل السحب (C_D) ، والنسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم، مع مقارنة عددية تجريبية بيّنت تقاربا خاصة في النطاق قبل الانفصال. كما تم تحليل الكفاءة الأيروديناميكية بدلالة كل من زاوية الهجوم (α) و معامل الرفع (C_L) لتحديد سلوك الجناح في مناطق التشغيل المثلى.

كما تم الاستعانة بطريقة منهجية سطح الاستجابة (Response Surface Methodology - RSM) بهدف تصميم وتحليل نطاق زوايا الهجوم المختلفة للجناح، وتقييم تأثيرها على معاملات الأداء وذلك تمهيدا للدراسات التحسينية في الفصول اللاحقة وهو جوهر بحثنا و دراستنا.

الفصل الرابع:

تطبيق تقنية التحكم لجنيح ڤورني

1.4. مقدمة:

استنادًا إلى المعطيات النظرية والتحليلية المقدمة في الفصول السابقة، يتناول هذا الفصل تطبيقًا عمليًا لتقنية التحكم بجنيح قورني باستخدام المحاكاة العددية. الهدف من هذا العمل هو تقييم مدى فعالية هذا الجنيح في تحسين الأداء الأيروديناميكي لجناح طائرة، من خلال دراسة تأثيره على معاملات مثل الرفع، السحب، و النسبة بينهما.

في هذه الدراسة، تم استخدام مقطع جناح طائرة **(NACA 0012)** كنموذج ، حيث تم تثبيت جنيح قورني بإرتفاع 1 % من طول الوتر (Height; H= 1% Chord) و زاوية تثبيت قائمة (Mounting angle; φ=90°) على حافة الانفلات (Trailing Edge; Position X=1) لمقطع الجناح. وتجدر الإشارة إلى أن هذا الاختيار للأبعاد و موضع التثبيت لا يُمثل التصميم الأمثل، بل يهدف فقط إلى إثبات التأثير الإيجابي الأولي للجنيح على معاملات الأداء مقارنة بالحالة المرجعية (Without Gurney Flap).

تم تنفيذ الدراسة العددية باستخدام برنامج ANSYS Workbench ضمن شروط جريان محددة، بهدف تحليل تأثير الجنيح على المعاملات الأيروديناميكية، مع إجراء مقارنة مرجعية بين النتائج المُحصّل عليها والحالة بدون الجنيح.

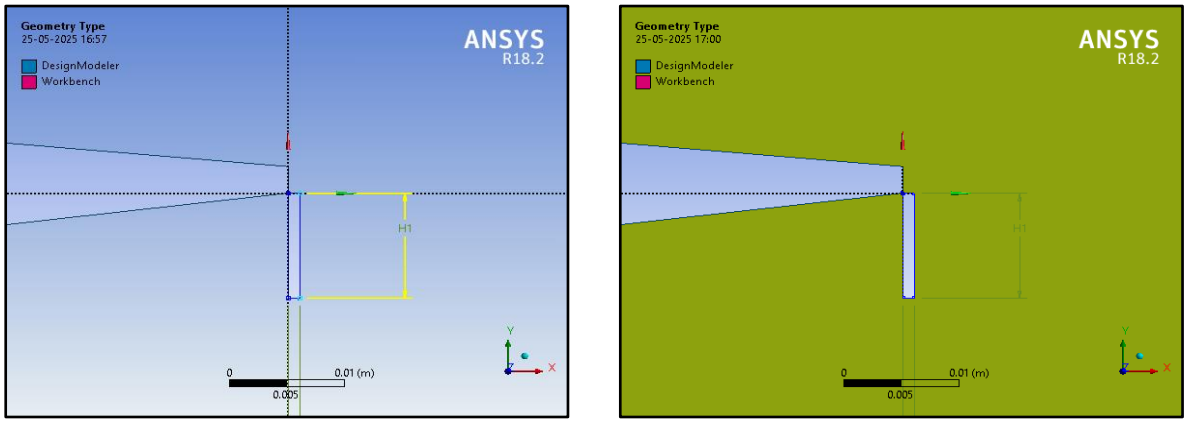
ولأجل التحقق من صحة النموذج العددي، تمت مقارنة النتائج المتحصّل عليها مع بيانات تجريبية مرجعية واردة في المرجع [13]، بالإضافة إلى مقارنة عددية مع نتائج منشورة في المرجع [14]، مما يُعزّز مصداقية الدراسة ويُتيح تقييمًا دقيقًا لمدى توافق النموذج المعتمد من طرفنا مع المراجع العلمية المعتمدة.

يعتمد هذا الفصل على نتائج كمية ونوعية مستخلصة من المحاكاة لفهم آلية التأثير الحقيقي لجنيح قورني، مما سيُساهم في توجيه استراتيجية التحسين القادمة باستخدام تقنيات منهجية سطح الاستجابة (RSM) في الفصل الخامس.

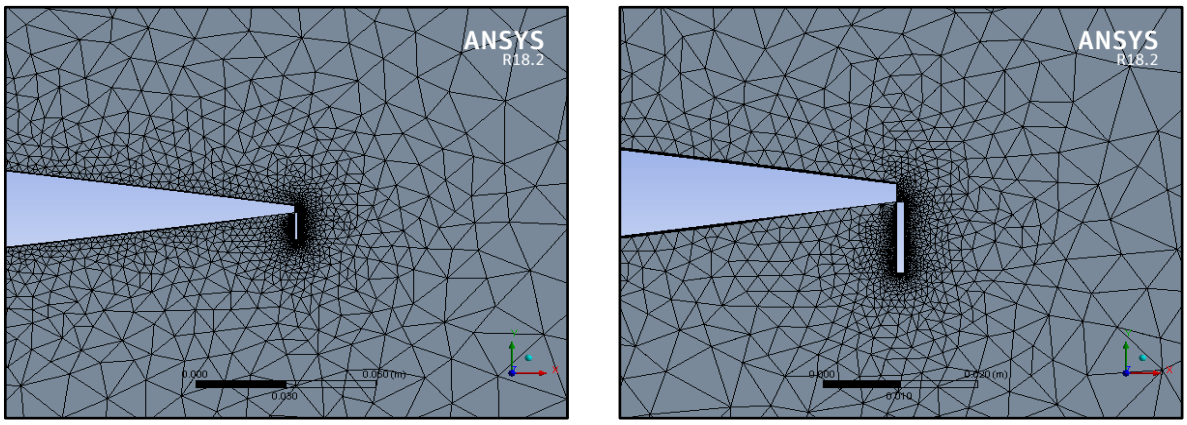
2.4. إعداد النموذج العددي (Numerical Setup):

تم التطرق في الفصل الثالث إلى الشروط الحدية وشروط الجريان المعتمدة في هذه الدراسة، بما في ذلك زوايا الهجوم، نوع الجريان، ونموذج الاضطراب المستخدم. أما في هذا القسم، فيُركّز على عرض هندسة المجال الحسابي وتصميم الشبكة الحسابية، وذلك بسبب إدراج جنيح قورني ضمن النموذج، ممّا يتطلب إعادة بناء المجال الحسابي وتصميم شبكة جديدة تراعي الشكل الإضافي للجنيح وتأثيره المحلي على الجريان.

يُوضّح الشكل (1.4) المجال الهندسي و الحسابي بعد إضافة جنيح قورني على الحافة الخلفية للمقطع الهوائي.
أمّا الشكل (2.4)، فيُبين التوزيع العام للشبكة الحسابية حول المقطع الهوائي، مع التركيز على المنطقة المحيطة بجنيح قورني، حيث تم تكثيف الخلايا للحصول على تمثيل دقيق للجريان في تلك المنطقة الحسّاسة.

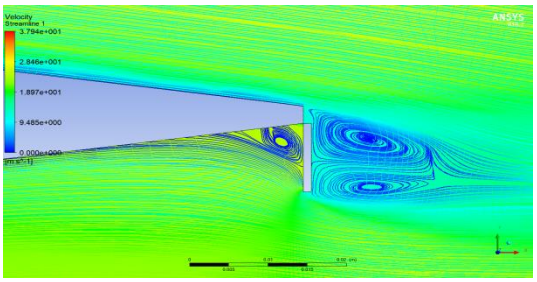


الشكل 1.4. المجال الهندسي بإضافة جنيح قورني (Computational Domain with Gurney Flap)

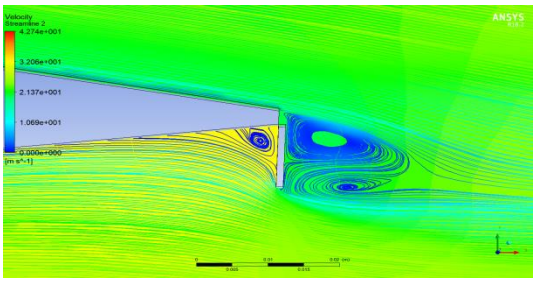


الشكل 2.4. التوزيع العام للشبكة في المجال الحسابي (Mesh Generation with Gurney Flap)

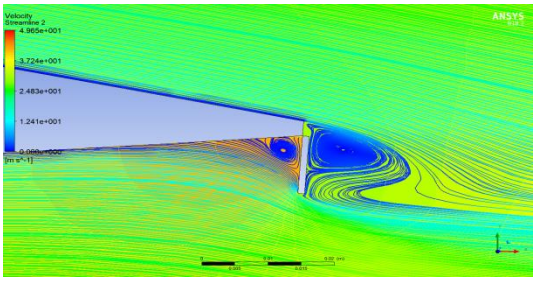
3.4. عرض النتائج ومناقشتها:



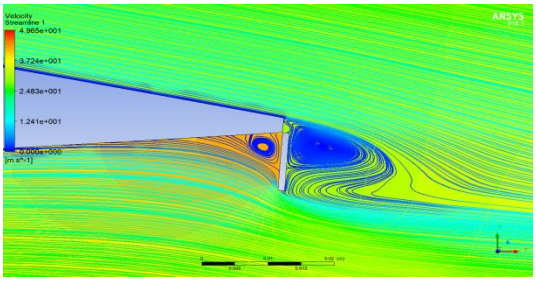
زاوية الهجوم (α=0°)



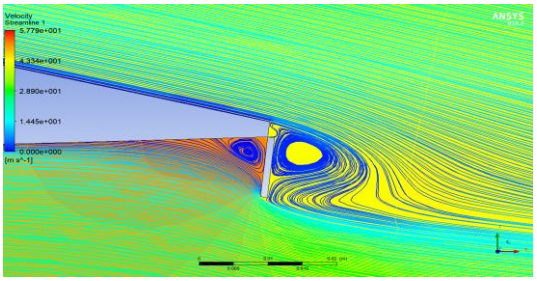
زاوية الهجوم (α=2°)



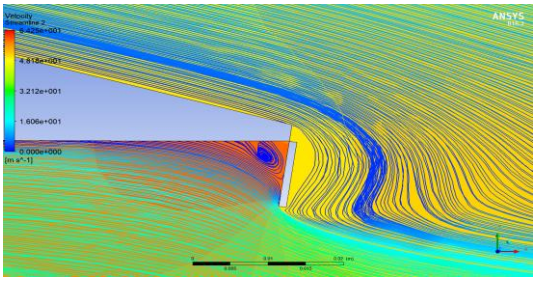
زاوية الهجوم (α=4°)



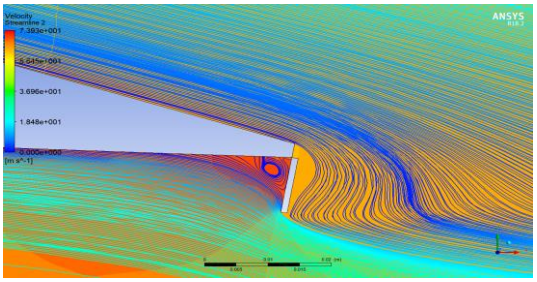
زاوية الهجوم (α=6°)



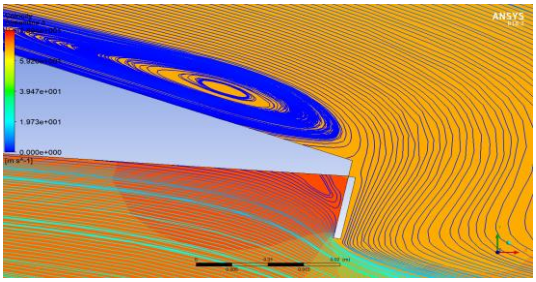
زاوية الهجوم (α=8°)



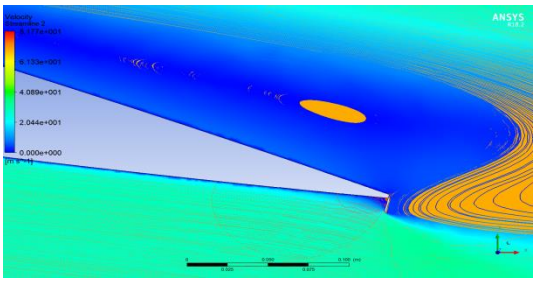
زاوية الهجوم (α=10°)



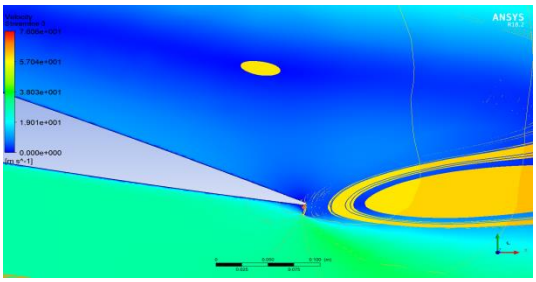
زاوية الهجوم (α=12°)



زاوية الهجوم (α=14°)

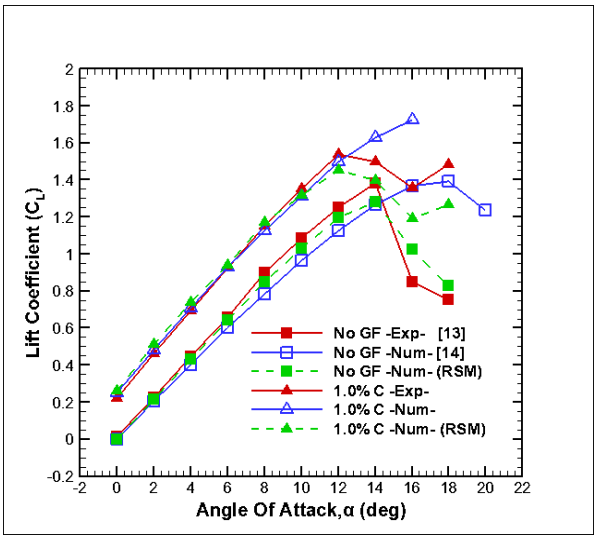


زاوية الهجوم (α=16°)

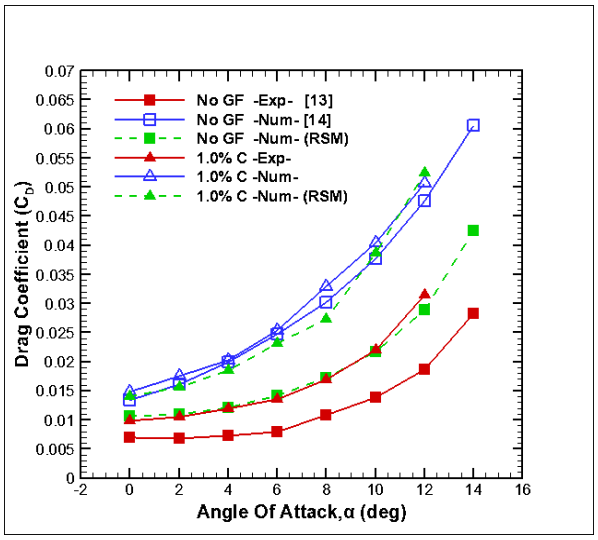


زاوية الهجوم (α=18°)

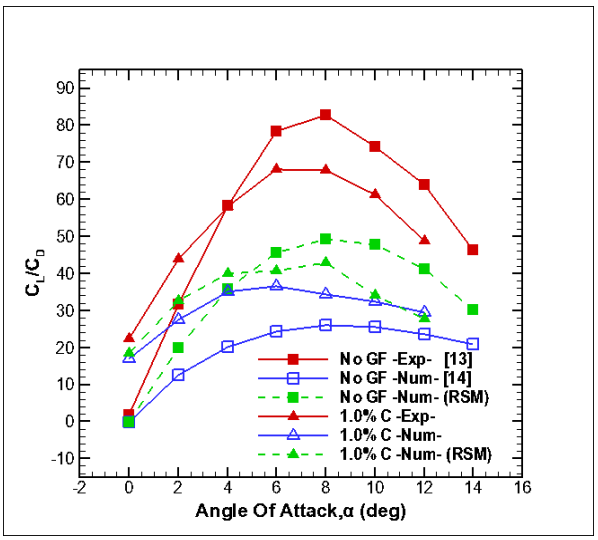
الشكل 3.4. خطوط التيار مع توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح قورني بارتفاع (H=1%C) عند حافة الانفلات (X=1) و زاوية تثبيت (φ=90°) عند زوايا هجوم مختلفة



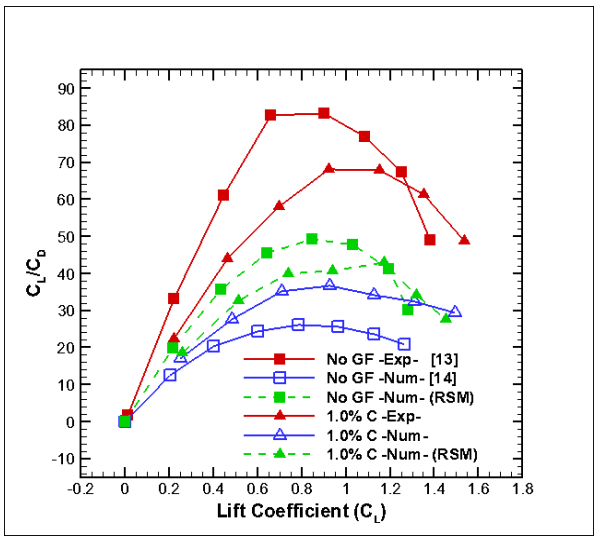
(أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L)

الشكل 4.4. مقارنة عددية وتجريبية للمعاملات الأيروديناميكية بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) لمقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح ڤورني بارتفاع (H=1%C) عند حافة الانفلات (X=1) و زاوية تثبيت (φ=90°)

يوضح الشكل (4.4) مقارنة بين النتائج العددية المحصّل عليها في هذه الدراسة (مع وبدون جنيح ڤورني)، والنتائج المرجعية التجريبية [13] والعددية [14]، وذلك وفق ثلاث مؤشرات أيروديناميكية رئيسية : معامل الرفع (C_L) ، معامل السحب(C_D) ، ونسبة الرفع إلى السحب (C_L/C_D) .

✓ (أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α):

يتّضح أن إضافة جنيح قورني (With Gurney Flap) تؤدي إلى زيادة ملحوظة في معامل الرفع (C_L) مقارنة بالحالة بدون الجنيح (Without Gurney Flap). وكلما ارتفعت زاوية الهجوم (α) ، زاد الفرق بين الحالتين، خصوصًا في الزوايا المتوسطة والعالية. كما تجدر الإشارة إلى أن نتائجنا العددية تُظهر تقاربًا وتطابقًا أفضل مع المرجع التجريبي [13] مقارنة بالنتائج العددية المنشورة في المرجع [14] مما يعزز مصداقية النموذج العددي المعتمد في هذه الدراسة.

ومن خلال منحنيات الرفع، نلاحظ أن زاوية التوقف أو الانهيار (Stall Angle) تنخفض من $(\alpha = 14°)$ بدون جنيح قورني إلى $(\alpha = 12°)$ عند إضافته .ويُعزى هذا الانخفاض إلى أن الجنيح يُسرّع انفصال الطبقة الحدية عند الزوايا العالية نتيجة الاضطرابات الموضعية التي يولدها خلف الحافة الخلفية، رغم أنه يعززّ الرفع في الزوايا الأقل.

ومنه نستنتج أن الجنيح يعزّز فرق الضغط بين السطحين ويزيد من الرفع، لكنه يقلل زاوية الانهيار بسبب التأثير المحلي على استقرار الطبقة الحدية عند الزوايا الكبيرة.

✓ (ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):

رغم أن جنيح قورني يُحسّن الرفع، إلا أنّه يؤدي أيضًا إلى زيادة في الإعاقة أو قوة السحب، خاصة عند الزوايا الكبيرة. هذا التأثير ناتج عن الدوّامات المتولّدة خلف الجنيح، والتي ترفع من قوة الإعاقة أوالكبح الهوائي. ومع ذلك، تبقى القيم ضمن نطاق مقبول وظاهرة متوقعة ومدروسة.

ومنه نستنتج أن هناك تضحية جزئية في الكفاءة مقابل تحسين الرفع.

✓ (ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):

يمثل هذا المؤشر مقياسًا للكفاءة الأيروديناميكية للجناح، حيث يجمع بين قدرة الرفع ومقدار الإعاقة أو الكبح الهوائي. يُظهر المنحنى أن النسبة (C_L/C_D) تتحسن بوضوح عند وجود جنيح قورني ، في الزوايا الصغيرة و المتوسطة بين $(0°$ و$8°)$، وهي الزوايا العملية في الأداء الطيراني المستقر، إذ يكون السحب منخفضًا نسبيًا والرفع مرتفعًا بفضل تأثير الجنيح.

بالمقارنة مع الحالة بدون الجنيح (Without Gurney Flap) ، نلاحظ أن الكفاءة الهوائية للجناح مع الجنيح تفوقها في معظم هذا النطاق، خاصة عند الزاويتين $(\alpha = 0°$ و$\alpha = 4°)$، حيث تكون نسبة (C_L/C_D) أعلى بشكل ملحوظ، ممّا يدل على أن الجنيح يساهم في تحسين الأداء العام دون تضحية كبيرة بالسحب.

ومنه نستنتج أن جنيح قورني يرفع الكفاءة العامة للجناح في الزوايا المفيدة للطيران المستقر، ويُظهر تفوقًا واضحًا على الجناح الخالي من الجنيح ضمن الزوايا التشغيلية الشائعة.

✓ (ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L):

يُظهر هذا المنحنى العلاقة بين الكفاءة الأيروديناميكية (C_L/C_D) ومعامل الرفع (C_L) ، ويُعد مؤشرًا هامًا لتقييم أداء الجناح في مختلف ظروف الطيران. يتضح من النتائج أن ارتفاع جنيح قورني (H=1% Chord) يُساهم في تحسين الكفاءة

الأيروديناميكية في المراحل الأولى من الجريان، أي عندما تكون قيمة (C_L) منخفضة (من C_L=0 إلى حوالي C_L=0.7)، حيث تُظهر النتائج الخاصة بالجنيح أداءً أفضل مقارنة بالحالة بدون جنيح، سواء في البيانات العددية أو التجريبية.

لكن بعد الوصول إلى $(C_L \approx 0.7)$، تبدأ الكفاءة بالانخفاض في وجود الجنيح مقارنة بالحالة المرجعية. ويُلاحظ أن منحنيات (No GF) أي بدون جنيح قورني تستمر في الارتفاع لتُظهر كفاءة أعلى عند قيم (C_L) الأكبر (0.8 إلى 1.4)، في حين تنخفض الكفاءة في حالة وجود الجنيح بسبب ارتفاع مقاومة السحب بشكل أسرع من زيادة الرفع.

ومنه نستنتج أن جنيح قورني يُحسن الكفاءة الأيروديناميكية للجناح في ظروف الرفع المنخفض والمتوسط، لكنه يؤدي إلى تراجعها عند مستويات الرفع العالية، بسبب الزيادة في السحب الناتجة عن اضطرابات الجريان خلف الجنيح و إعاقة الهواء أو كبحه عن الجريان أمامه.

4.4. خاتمة:

من خلال هذه الدراسة العددية، تم تقييم تأثير إضافة جنيح قورني (With Gurney Flap) على الأداء الأيروديناميكي لمقطع الجناح NACA0012. أظهرت النتائج أن هذا الجنيح، رغم بساطته الهندسية، يساهم في زيادة معامل الرفع (C_L) وتحسين الكفاءة الأيروديناميكية (C_L/C_D) في الزوايا المنخفضة والمتوسطة للهجوم. كما بيّنت المقارنات المرجعية أن النتائج المتحصّل عليها تتوافق بشكل جيد مع البيانات التجريبية المنشورة، مما يعزز مصداقية النموذج العددي المستخدم.

في المقابل، لوحظ أن فعالية الجنيح تتناقص عند الزوايا العالية بسبب الزيادة في مقاومة السحب، وهو ما يحد من الكفاءة عند مستويات رفع مرتفعة.

ستمثل هذه النتائج أساسًا لتطوير وتحسين الأداء في الفصل القادم، من خلال إعتماد منهجية سطح الاستجابة (RSM) (Response Surface Methodology - RSM) لتحديد الأبعاد المثلى و التثبيت الأمثل لجنيح قورني من أجل تحقيق أقصى كفاءة أيروديناميكية ممكنة.

الفصل الخامس:

دراسة تحسينية بواسطة منهجية سطح الاستجابة (RSM)

5.1. مقدمة:

بعد التحليل الأولي و التمهيدي لتأثير المتغيرات الهندسية التصميمية لجنيح ڤورني في الفصل السابق، يهدف هذا الفصل إلى توظيف منهجية سطح الاستجابة (Response Surface Methodology - RSM) كأداة عددية فعالة لتحسين الأداء الأيروديناميكي.

تعتمد هذه المنهجية على بناء نموذج رياضي تقريبي يُمكّن من فهم العلاقة بين المتغيرات التصميمية الأساسية مثل (ارتفاع الجنيح، زاوية التثبيت، وموضع التركيب) وبين ما يُعرف بـ مؤشرات الأداء الأيروديناميكي أو المخرجات المستهدفة، والمتمثلة أساسًا في:

- معامل الرفع (C_L).
- معامل السحب (C_D).
- نسبة الرفع إلى السحب (C_L/C_D).

وتُتيح منهجية سطح الاستجابة (RSM):

- هندسة عدد غير محدود من التصاميم الافتراضية.
- تحقيق دقة تحليلية عالية.
- خفض التكلفة الهندسية و الحسابية بالمقارنة مع الطرق التقليدية.

تهدف هذه الدراسة إلى تحديد التصميم الهندسي الأحسن و الأمثل لجنيح ڤورني الذي يحقق أعلى كفاءة أيروديناميكية، بأقل عدد ممكن من التجارب العددية، وبأكبر موثوقية تحليلية.

2.5. الدراسة التحسينية لاستكشاف التصميم الهندسي الأمثل بواسطة منهجية سطح الاستجابة (RSM):

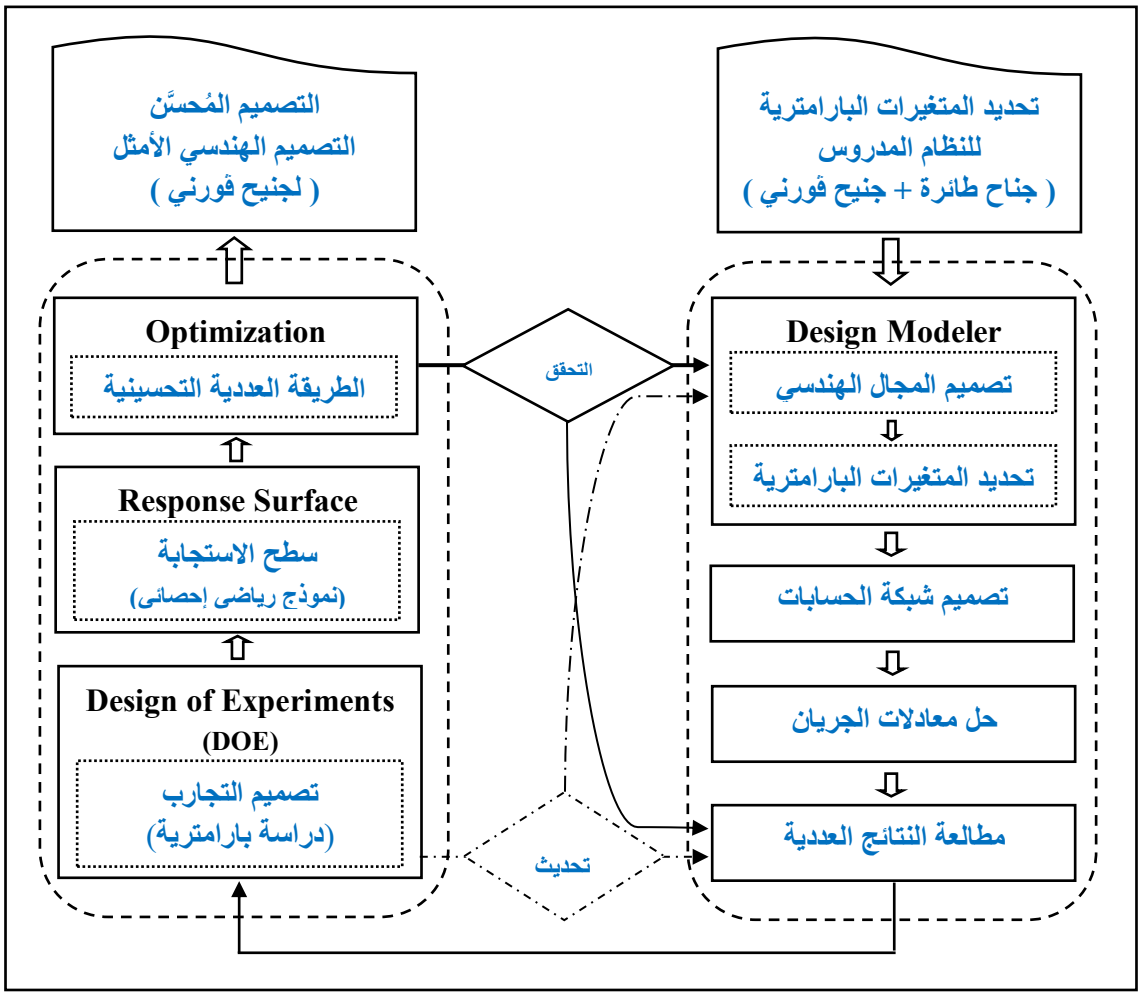
تم اعتماد منهجية سطح الاستجابة (RSM) كطريقة عددية تحسينية متكاملة لاستكشاف وتحسين التصميم الهندسي لجنيح ڤورني.

تُعد هذه المنهجية من أكثر الأساليب فعالية لتحديد الهندسة الأحسن أو الأمثل للمعلمات أو المتغيرات التصميمية، حيث تسمح بتقييم أداء النظام المدروس (مقطع جناح الطائرة NACA 0012 مزود بجنيح ڤورني) وذلك من خلال مخرجات محددة و مستهدفة والتي نعبر عليها هنا في مذكرتنا و دراستنا بالمعاملات الأيروديناميكية المتمثلة في (معامل الرفع (C_L)، معامل السحب (C_D)، نسبة الرفع إلى السحب $((C_L/C_D))$، بهدف تحسينها و تجويدها مثل الزيادة، التقليل، أو الوصول إلى قيمة مستهدفة.

يعتمد التحسين على توليد مصفوفة تجريبية رقمية (Design of Experiments – DOE) ، تشمل عدة حالات تصميمية تغطي نطاق المتغيرات الهندسية و التصميمية الثلاثة (الارتفاع، زاوية التثبيت، وموضع التثبيت) لجنيح ڤورني.
ثم يتم إجراء المحاكاة العددية لكل حالة و هذا ما يعرف بالدراسة البارامترية (Parametric Study)، يليها بناء نموذج رياضي تقريبي سطح الإستجابة (Response Surface) ، وهي أداة و وسيلة رياضية إحصائية تستخدم لتحليل العلاقات بين المدخلات والمخرجات بهدف التوقع و التنبأ للمعاملات الأيروديناميكية لكل التصاميم الهندسية لجنيح ڤورني أي تغطية شاملة للنطاق التصميمي الهندسي مع معاملاتها الأيروديناميكية دون تفعيل المحاكاة العددية.

وفي المرحلة الأخيرة، تُستخدم أدوات التحسين (Optimization) داخل بيئة ANSYS Workbench لاستخراج التصميم الأحسن أو الشكل الهندسي الأمثل التي يحقق أعلى كفاءة أيروديناميكية ضمن شروط التشغيل المدروسة.
يُوضح **الشكل 1.5** آلية العمل العامة لطريقة استكشاف التصميم والتحسين الأمثل باستخدام منهجية سطح الاستجابة (RSM) المعتمدة في هذه الدراسة.

حيث يُظهر الشكل خوارزمية لكيفية ربط المكونات العددية (النموذج، تصميم الهندسة و المجال الحسابي، تصميم شبكة الحسابات، حل معادلات الجريان) مع أدوات الاستكشاف (تصميم التجارب (Design of Experiments –DoE) ، سطح الاستجابة (Response Surface) ، وأداة التحسين أو الطريقة العددية التحسينية (Optimization))، بهدف الوصول إلى تصميم مثالي يُحقق التوازن بين الكفاءة والأداء بأقل عدد ممكن من الحسابات.



الشكل 1.5. خوارزمية استكشاف التصميم الهندسي الأمثل لجنيح فورني باستخدام منهجية سطح الاستجابة

3.5. المراحل العامة لتطبيق منهجية سطح الاستجابة (RSM):

شملت عملية التحسين باستخدام منهجية سطح الاستجابة في دراستنا الخطوات التالية:

1. **إعداد النموذج الهندسي (Computational Domain):**

تم تصميم المجال الهندسي أو المجال الحسابي لمقطع جناح طائرة NACA0012 مزود بجنيح فورني ثنائي الأبعاد (2D) باستخدام أداة النمذجة في بيئة المحاكاة (ANSYS DesignModeler).

2. **تهيئة المتغيرات البارامترية التصميمية (Problem Parameterization):**

تبدأ العملية بتحديد المتغيرات المؤثرة في التصميم (مثل ارتفاع الجنيح، زاوية التثبيت، موضع التثبيت)، وتحديد نطاقاتها.

3. **تصميم الشبكة الحسابية (Mesh Generation):**

تم تصميم شبكة حسابية عددية مناسبة لضمان دقة الحل العددي، خاصة في المناطق القريبة من الجناح و الجنيح.

4. حل معادلات الجريان (CFD Solver):

تم حل المعادلات المتحكمة في الجريان في دراستنا بإستخدام (ANSYS Fluent).

5. تحديد المخرجات المستهدفة و مطالعة النتائج (CFD Post):

تم تهيئة و تحديد المخرجات المستهدفة بهدف تحسينها و المتمثلة في المعاملات الأيروديناميكية (معامل الرفع (C_L)، معامل السحب (C_D)، نسبة الرفع إلى السحب $((C_L/C_D))$.

6. تصميم التجارب (Design of Experiments - DoE):

تم تصميم مصفوفة تجريبية رقمية (Design of Experiments – DOE) ، تشمل عدة حالات تصميمية تغطي نطاق المتغيرات الهندسية و التصميمية الثلاثة (الارتفاع، زاوية التثبيت، وموضع التثبيت) لجنيح ڤورني، بحيث كل تصميم يقابله المعاملات الأيروديناميكية الخاصة به من (معامل الرفع (C_L)، معامل السحب (C_D)، نسبة الرفع إلى السحب $((C_L/C_D))$. ثم يتم إجراء المحاكاة العددية لكل حالة على حدى، تهدف هذه المرحلة إلى تصميم الدراسة البارامترية (Parametric Study) والتي سيتم الاعتماد عليها في بناء سطح الاستجابة.

7. بناء نموذج سطح الاستجابة (Response Surface):

تم استخدام نموذج رياضي من نوع Standard Response Surface-Full 2nd Order Polynomials ، بهدف تمثيل العلاقة بين المدخلات والمخرجات استنادًا إلى نتائج تصميم التجارب (DOE). يتيح هذا النموذج التنبؤ (Prediction) بسلوك التصميم الهندسي ضمن نطاق واسع، أي القدرة على تقدير الأداء الأيروديناميكي للجنيح تحت مجموعة قيم المدخلات المؤثرة في التصميم (ارتفاع الجنيح، زاوية التثبيت، موضع التثبيت)، دون الحاجة إلى إعادة إجراء المحاكاة العددية لكل حالة، مما يُوفر الوقت والجهد في مرحلة التحليل والتصميم.

8. التحسين (Optimization):

تُستخدم أدوات التحسين لاستخراج القيم المثلى للمتغيرات الهندسية لجنيح ڤورني، بما يحقق أقصى كفاءة أيروينامكية ضمن الحدود المحددة.

9. التحقق والتحديث (Verify / Update):

يتم التحقق من القيم المثلى للتصميم الهندسي الناتج لجنيح ڤورني المتوقع أنه الأحسن و الأمثل، بحيث يتم حسابه للتحقق منه ثم تحديثه و ذلك بإعادة تفعيل المحاكاة العددية من جديد.

10. الوصول إلى التصميم المحسن (Optimized Design):

تكون النتيجة النهائية هي هندسة تصميمية محسنّة لجنيح ڤورني تحقق الهدف الأيروديناميكي المطلوب.

4.5. خاتمة:

قدّم هذا الفصل عرضًا منهجيًا مختصرا لمنهجية سطح الاستجابة (RSM) باعتبارها أداة عددية فعالة لاستكشاف وتحسين الأداء الأيروديناميكي لجنيح ڤورني.

من خلال ربط النمذجة الهندسية، والتحليل العددي، وتصميم التجارب، تم بناء نموذج تقريبي يختزل العلاقة بين المتغيرات التصميمية الأساسية والمخرجات الأيروديناميكية.

أثبتت هذه المنهجية قدرتها على تحديد التصميم الهندسي الأمثل لجنيح ڤورني بكفاءة عالية وبتكلفة عددية منخفضة، مما يُمهد لاعتمادها كأداة موثوقة في مراحل التصميم المتقدم للطائرات والأجسام الأيروديناميكية.

الفصل السادس:

تحليل و مناقشة النتائج

1.6. مقدمة:

يُركز هذا الفصل على تحليل ومناقشة النتائج العددية التي تم الحصول عليها من نمذجة جنيح ڤورني على مقطع جناح طائرة NACA 0012 ، مع مقارنتها بالنتائج التجريبية لغرض التحقق والتقييم.

تم تنظيم عرض النتائج وفق ثلاث حالات مدروسة، بهدف فهم التأثيرات التفصيلية لمتغيرات الجنيح على الأداء الأيروديناميكي:

- ✓ الحالة الأولى : دراسة تأثير ارتفاع الجنيح، من خلال اختبار عدة ارتفاعات (0.5%، 1%، 1.5%، 2%، 3% من طول الوتر) مع تثبيته بزاوية قائمة (90°) على حافة الانفلات.

- ✓ الحالة الثانية : اختيار الارتفاع (2% من طول الوتر) باعتباره الأنسب بناءً على نتائج تجريبية وعددية، ثم دراسة تأثير زاوية التثبيت عبر اختبار زوايا مختلفة (30°، 45°، 60°، 90°، 120°) مع الحفاظ على موضع التثبيت على حافة الانفلات.

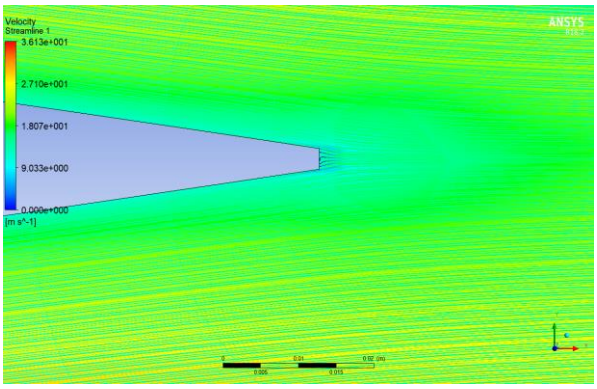
- ✓ الحالة الثالثة : اعتماد الارتفاع الأمثل (2%) وزاوية التثبيت المثلى (90°)، ثم دراسة تأثير موضع التثبيت للجنيح على طول الحافة السفلية للمقطع، بدءًا من حافة الانفلات وحتى مواقع متقدمة عند (0.95، 0.90، 0.85 و0.80 من طول الوتر).

تهدف هذه الحالات إلى تحديد الهندسة و الشكل الأمثل لجنيح ڤورني من حيث الارتفاع، زاوية التثبيت، وموضع التركيب، بما يضمن تحسين الأداء الأيروديناميكي بأعلى كفاءة ممكنة.

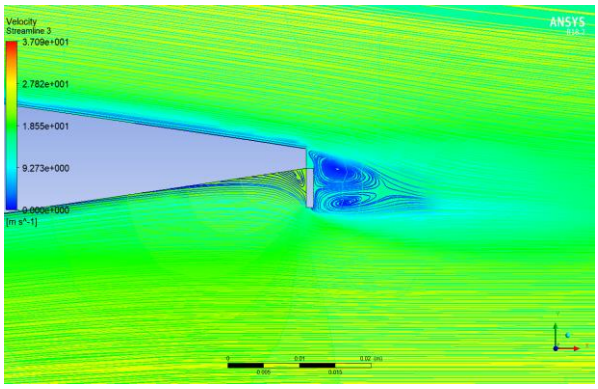
2.6. عرض النتائج ومناقشتها:

1.2.6. الحالة الأولى :

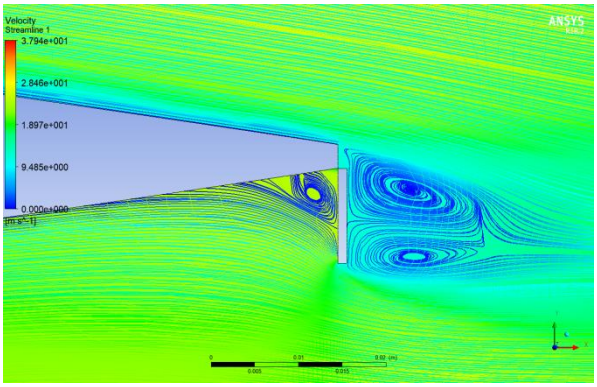
❖ تحليل و مناقشة تأثير إرتفاع جنيح ڤورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA0012



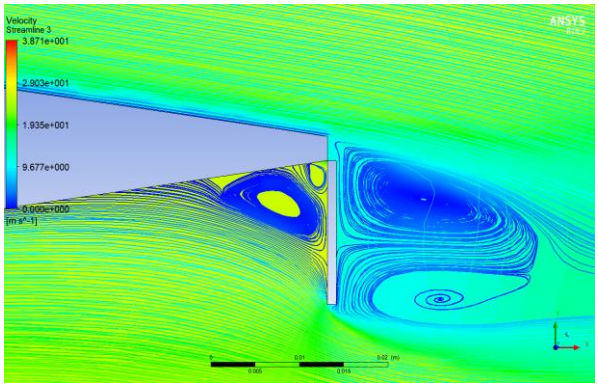
دون جنيح ڤورني (Without Gurney flap)



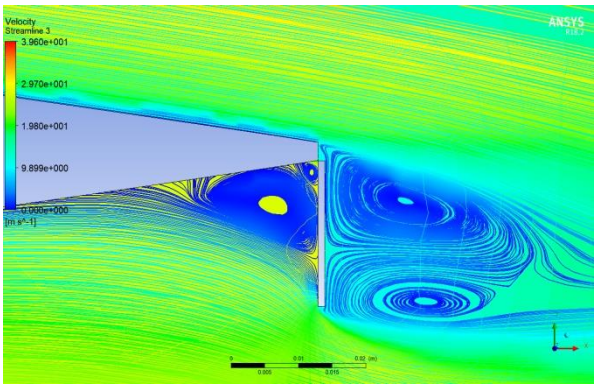
H=0.5%Chord



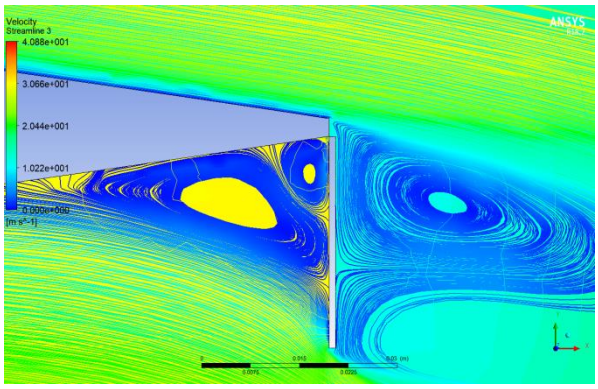
H=1%Chord



H=1.5%Chord

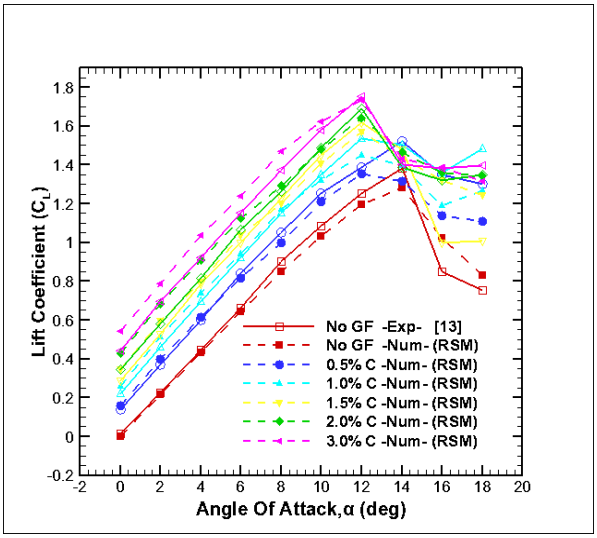


H=2%Chord

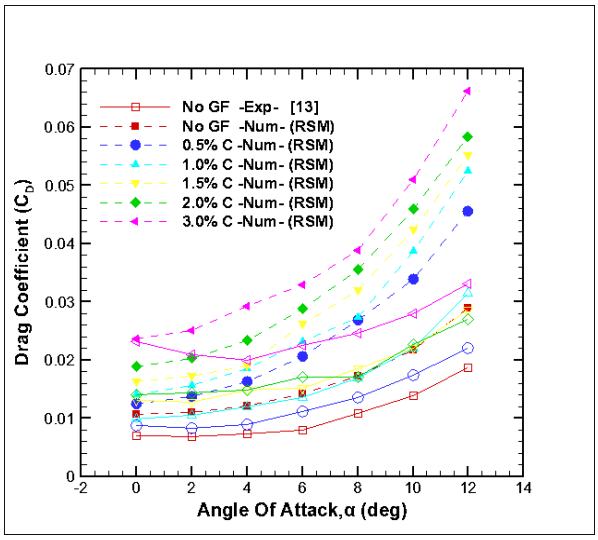


H=3%Chord

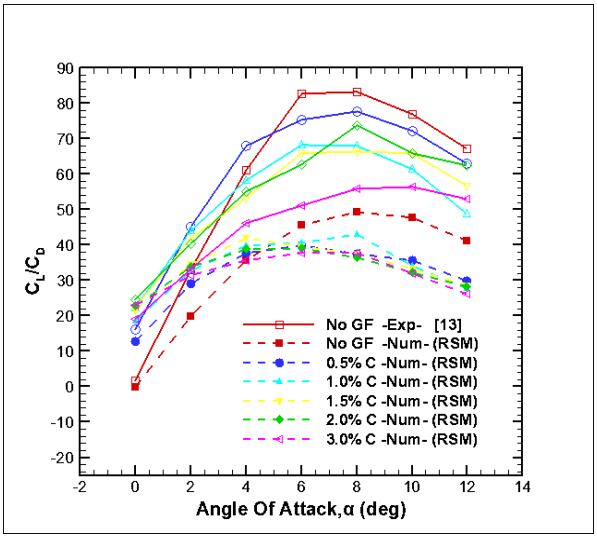
الشكل 1.6. خطوط التيار مع توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح ڤورني بارتفاعات مختلفة عند حافة الانفلات (X=1) و زاوية تثبيت (φ=90°) عند زاوية هجوم (α=0°)



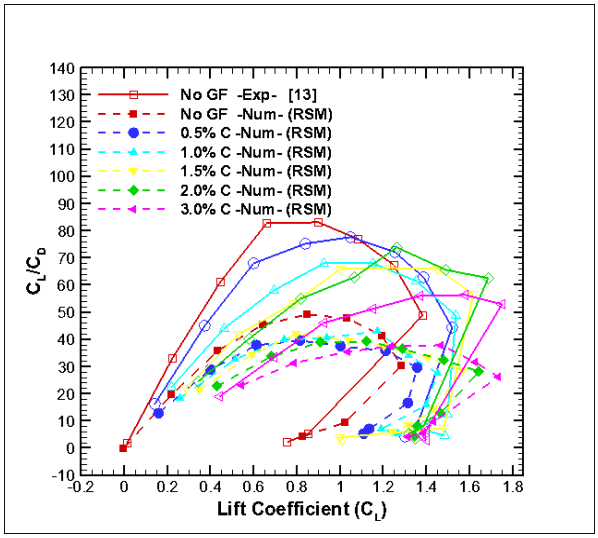
(أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L)

الشكل 2.6. مقارنة عددية وتجريبية لتأثير إرتفاع جنيح فورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA 0012 بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) عند حافة الانفلات (X=1) و زاوية تثبيت (φ=90°)

الارتفاع (H)	قيمة (C_L) العددية	نسبة الزيادة (%)	قيمة (C_L) التجريبية	نسبة الزيادة (%)
(No GF)	1,195	مرجعي	1,251	مرجعي
0.5%C	1,354	13.3	1,384	16.2
1.0%C	1,450	21.3	1,536	28.9
1.5%C	1,567	31.1	1,617	35.7
2.0%C	1,642	37.4	1,687	41.6
3.0%C	1,734	45.0	1,750	46.8

الجدول 1.6. مقارنة قيم (C_L) بزاوية تثبيت (φ=90°) عند زاوية هجوم (α=12°) لارتفاعات مختلفة لجنيح فورني

يتضمن الشكل (2.6) تحليلًا مقارنًا بين النتائج التجريبية [13] ونتائجنا العددية (RSM) لتأثير تغيير ارتفاع جنيح ڤورني (GF Height) على الأداء الأيروديناميكي للمقطع الهوائي NACA0012 ، حيث تم تثبيت الجنيح بزاوية قائمة (φ=90°) على حافة الانفلات (X=1) ، واختبار ارتفاعات مختلفة تتراوح بين 0.5% و3.0% من طول الوتر (1متر).

✓ **(أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α):**

يتضح أن زيادة ارتفاع الجنيح تؤدي إلى زيادة تدريجية في معامل الرفع مع ارتفاع زاوية الهجوم، خاصة بين الزاويتين 0° و 12°. ويُلاحظ أن الارتفاع 3% يوفر أعلى قيم للرفع إلى غاية الوصول عند زاوية التوقف (Stall angle α=12°) ، مع تقارب في الأداء بين 2% و 3%. عند زاوية التوقف (α=12°) بالضبط ، تبدأ كل المنحنيات في التراجع، عدا المنحنيين التجريبي و العددي دون إضافة جنيح ڤورني (Without Gurney flap) فإنهما يتراجعان عند زواية التوقف (Stall angle α=14°).

الاستنتاج: الجنيح يعزز الرفع كلما زاد ارتفاعه.

✓ **(ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):**

تؤكد النتائج أن زيادة ارتفاع الجنيح تؤدي أيضًا إلى زيادة مقاومة السحب، خاصة عند الزوايا المتوسطة والعالية. ويُلاحظ أن السحب يرتفع بوضوح مع ارتفاع الجنيح خاصة من 1.5% إلى 3.0%.

الاستنتاج: هناك علاقة طردية بين ارتفاع الجنيح ومقدار السحب، مما يؤثر لاحقًا على كفاءة الأداء.

✓ **(ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):**

يُظهر هذا المنحنى البياني أن الارتفاع 2% يُحقق أفضل كفاءة أيروديناميكية (C_L/C_D) بين كل الارتفاعات المدروسة عند الموازنة بين الربح و الخسارة. أما الارتفاع 3%، فرغم رفعه لقيمة معامل الرفع (C_L) ، إلا أن ارتفاع معامل السحب (C_D) الناتج عنه يُخفض الكفاءة العامة.

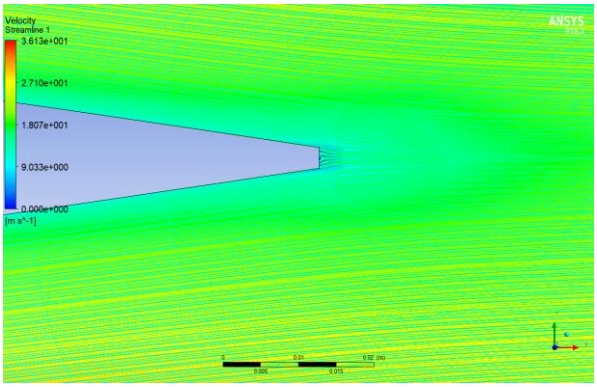
الاستنتاج: الارتفاع 2% يُعتبر الأمثل لتحقيق التوازن بين الرفع والإعاقة الأيروديناميكية.

✓ **(ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L):**

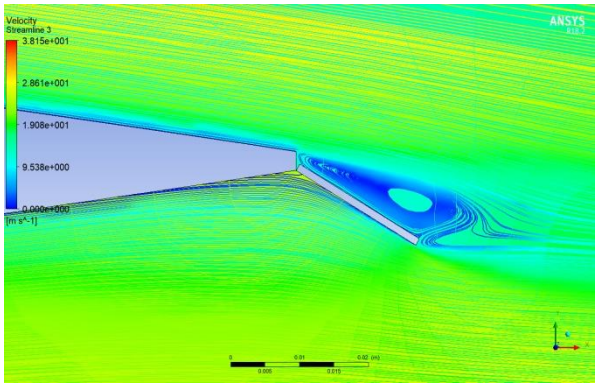
عند نفس قيمة (C_L) ، نجد أن الارتفاع 2% يحقق أعلى قيمة للنسبة (C_L/C_D) مقارنة بالارتفاعات الأخرى، مما يُؤكد تفوقه من حيث الكفاءة العامة. أما عند ارتفاع 3%، فالنسبة تنخفض رغم ارتفاع (C_L) ، ما يدل على تضحية بالكفاءة بسبب زيادة السحب.

2.2.6. الحالة الثانية :

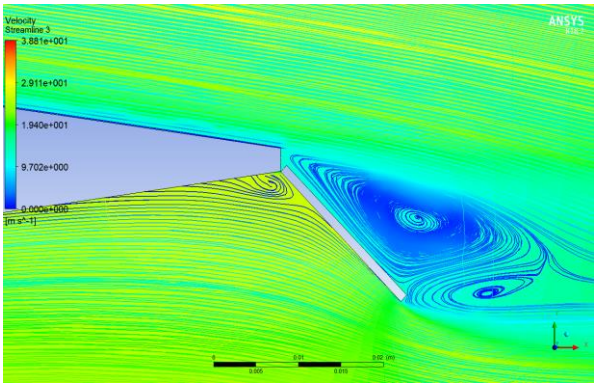
❖ تحليل و مناقشة تأثير زاوية تثبيت جنيح قورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA0012



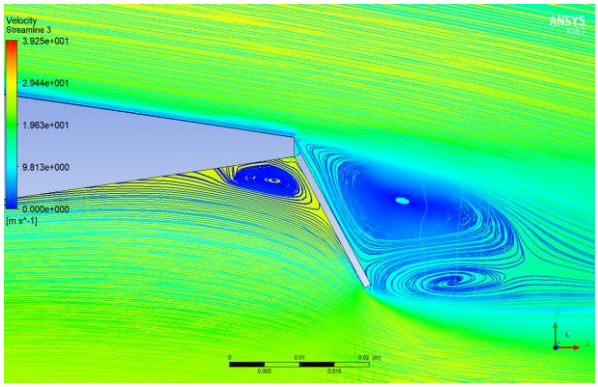
دون جنيح قورني (Without Gurney flap)



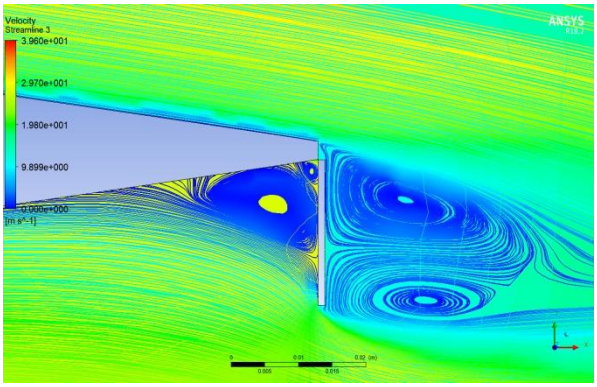
φ=30°



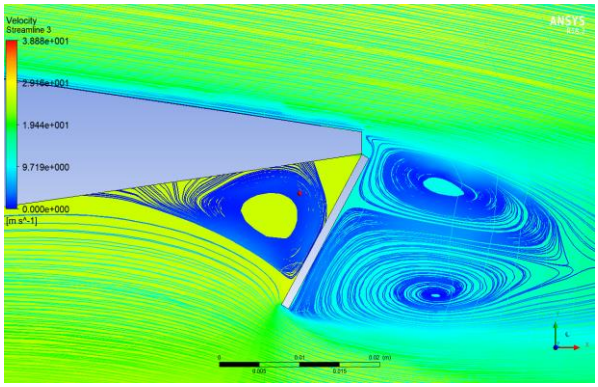
φ=45°



φ=60°

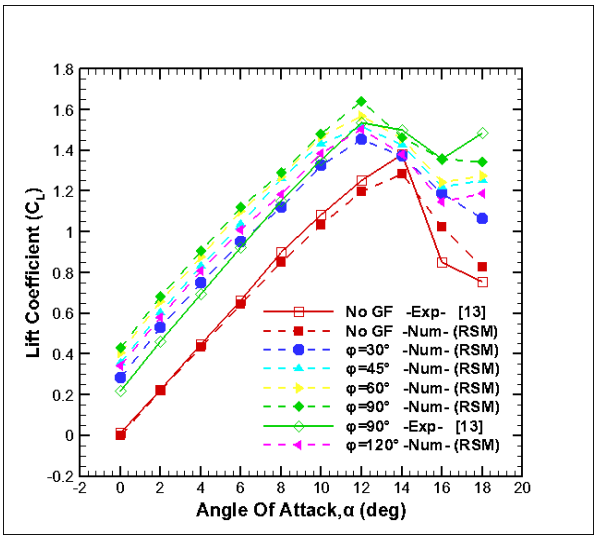


φ=90°

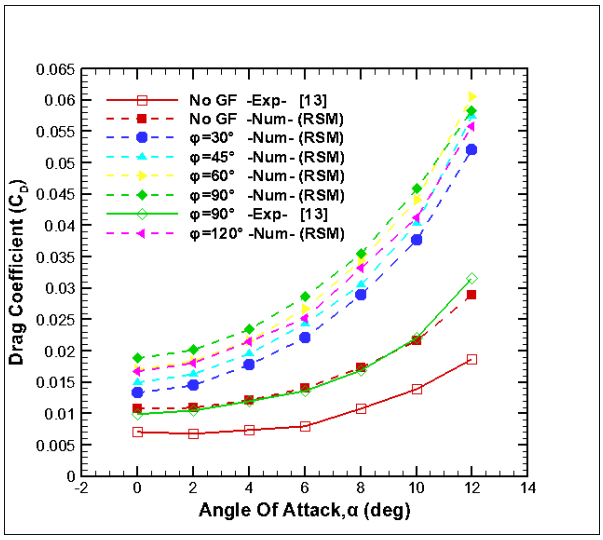


φ=120°

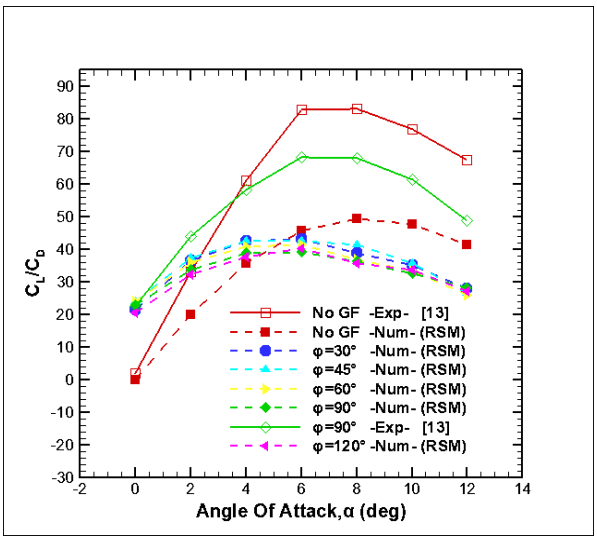
الشكل 3.6. خطوط التيار مع توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح قورني بزوايا تثبيت مختلفة عند حافة الانفلات (X=1) و بارتفاع (H=2%C) عند زاوية هجوم (α=0°)



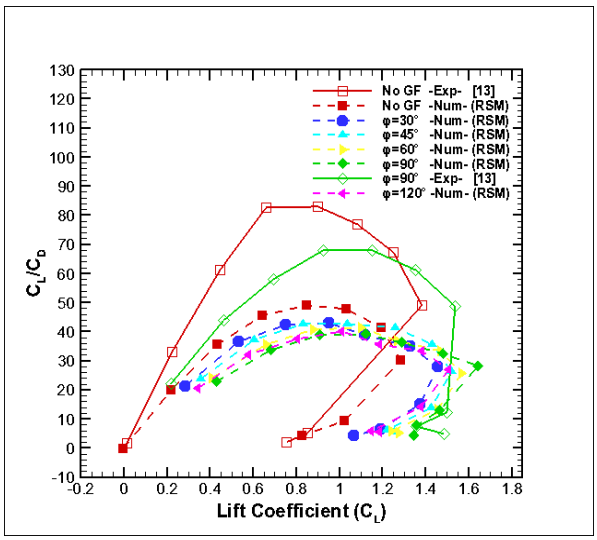
(أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L)

الشكل 4.6. مقارنة عددية وتجريبية لتأثير زاوية تثبيت جنيح فورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA 0012 بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) عند حافة الانفلات (X=1) و بارتفاع (H=2%C)

زوايا التثبيت (φ)	قيمة (C_L) العددية	نسبة الزيادة (%)	قيمة (C_L) التجريبية	نسبة الزيادة (%)
(No GF)	1,195	مرجعي	1,251	مرجعي
30°	1,454	21.6	/	/
45°	1,517	26.9	/	/
60°	1,565	30.9	/	/
90°	1,642	37.4	1,687	41.6
120°	1,504	25.8	/	/

الجدول 2.6. مقارنة قيم (C_L) بارتفاع (H=2.0%C) عند زاوية هجوم (α=12°) لزوايا تثبيت مختلفة لجنيح فورني

يتناول الشكل 4.6 دراسة عددية (RSM) مقارنة لتأثير زاوية تثبيت جنيح ڤورني على الأداء الأيروديناميكي للمقطع الهوائي NACA0012، مع الحفاظ على ارتفاع ثابت للجنيح (H= 2%Chord) وتثبيته على حافة الانفلات (X=1) ، وهو التثبيت الذي تم استنتاجه من نتائج الحالة الأولى باعتباره التصميم الأمثل من حيث الرفع والكفاءة الأيروديناميكية.

تجدر الإشارة إلى أن المقارنة المرجعية مع البيانات التجريبية تقتصر على زاوية التثبيت (φ= 90°) فقط، نظرًا لكونها الحالة الوحيدة التي تتوفر في المرجع [13].

✓ (أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α):

تُظهر النتائج أن تغيير زاوية التثبيت يؤثر بوضوح على سلوك معامل الرفع. وتُعتبر الزاويتان (φ= 60° و φ= 90°) الأكثر فعالية في تعزيز قيمة (C_L). أما الزوايا (φ= 30° و φ= 45°) والزاوية الكبيرة (φ=120°)، فقد أظهرت أداء أضعف نسبيًا.

الاستنتاج: زاوية التثبيت المثلى لتحسين الرفع تقع بين (φ= 60° و φ= 90°).

✓ (ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):

مع ارتفاع زاوية التثبيت، يزداد السحب بشكل ملحوظ، خصوصًا عند (φ= 60° و φ= 90°). أما (φ= 30° و φ= 45°) فقد أظهرتا سحبًا أقل نسبيًا، ولكن مع قدرة محدودة على تعزيز الرفع.

الاستنتاج: الزوايا الكبيرة تزيد السحب، لذا يجب موازنة الرفع مع الإعاقة أو الكبح للحصول على أداء أفضل.

✓ (ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):

تُظهر النتائج أن الزاوية (φ= 45°) تُحقق أفضل كفاءة أيروديناميكية عند الزوايا المتوسطة للهجوم (من α=2° إلى α=10°) ، متفوقة على باقي الزوايا. أما زاوية (φ= 90°)، فرغم أنها تعزز الرفع، إلا أن ارتفاع السحب عندها يقلل الكفاءة نسبيا.

الاستنتاج: (φ= 45°) تقدم أفضل توازن بين رفع جيد وسحب مقبول في نطاق زوايا محدود (من α=2° إلى α=10°), لكن زاوية التثبيت (φ= 90°) تتفوق عليها من حيث الكفاءة عند الزوايا الكبيرة, وذلك إبتداءا من زاوية التوقف (α=12°).

✓ (ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L):

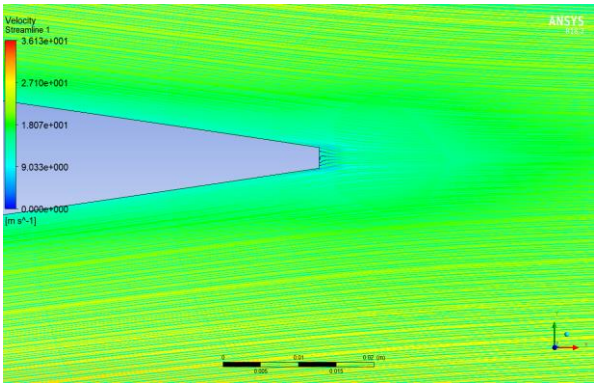
يُعد هذا المنحنى من أهم المؤشرات في تقييم الأداء الأيروديناميكي، لأنه يُظهر تغير الكفاءة الأيروديناميكية (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L)، وذلك عند نفس قيمة زاوية الهجوم (α). وتُعتبر هذه النسبة (C_L/C_D) مرغوبة أن تكون قصوى عند أقصى قيمة ممكنة لـ (C_L)، لأنها تعكس قدرة الجناح على توليد أقصى رفع بأقل مقاومة (إعاقة) ممكنة في نفس ظروف التشغيل أي في نفس قيم زاويا الهجوم (α).

ومنه، يُعتبر هذا المنحنى الأكثر حسمًا في اختيار أفضل تصميم لجنيح ڤورني، كونه يُبرز العلاقة بين أربعة متغيرات أساسية: زاوية الهجوم، معامل الرفع، معامل السحب، والكفاءة الأيروديناميكية، وهو ما يجعله أداة أساسية في تقييم التصاميم المختلفة.

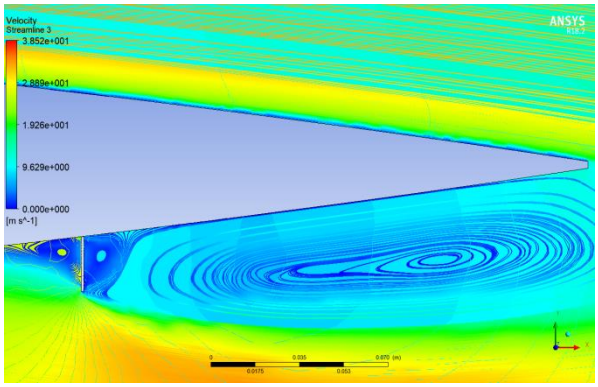
في هذا السياق، تُؤكد النتائج أن زاوية التثبيت (φ= 90°) تحقق أعلى كفاءة أيروديناميكية (C_L/C_D)، مما يدل على توازن ممتاز بين الرفع والسحب أي توازن بين الخسارة و الربح. ثم تليها زاويتا التثبيت (φ= 60° ثم φ= 45°) ، بينما تُظهر الزوايان (φ= 30° و φ= 120°) كفاءة أقل.

3.2.6. الحالة الثالثة :

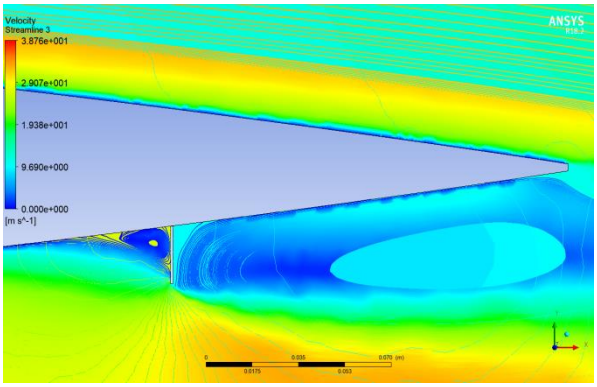
❖ تحليل ومناقشة تأثير موضع تثبيت جنيح قورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA0012



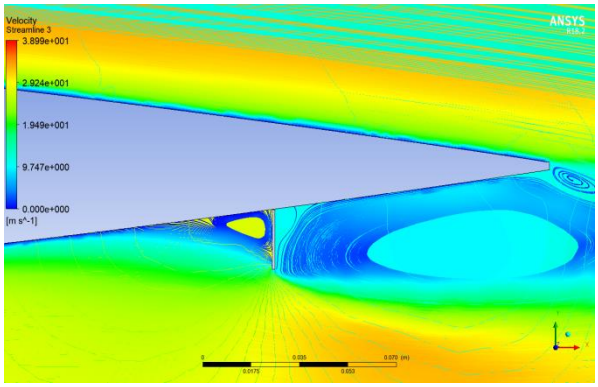
دون جنيح قورني (Without Gurney flap)



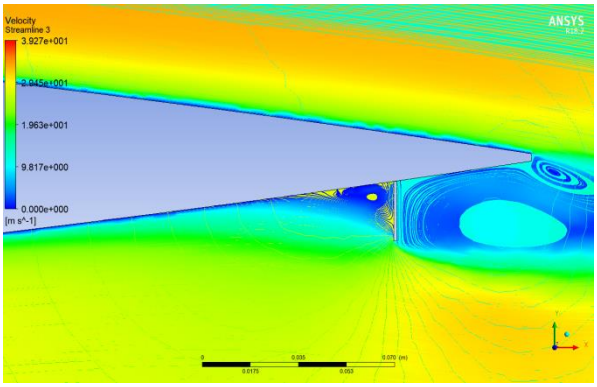
X=0.8



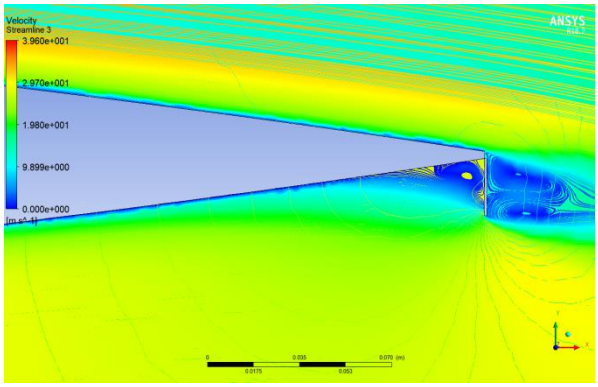
X=0.85



X=0.90

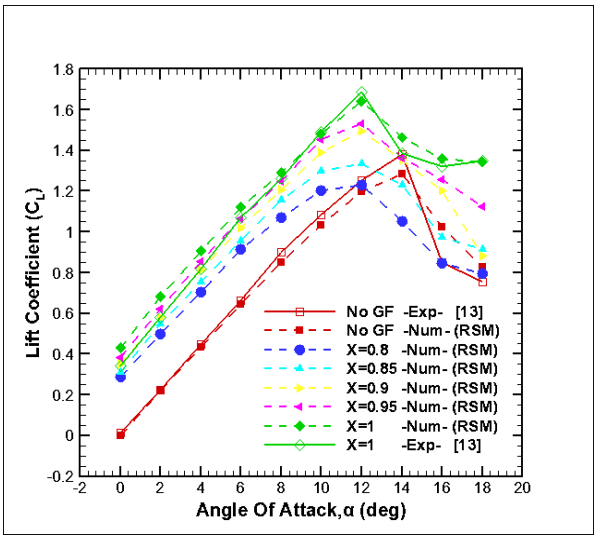


X=0.95

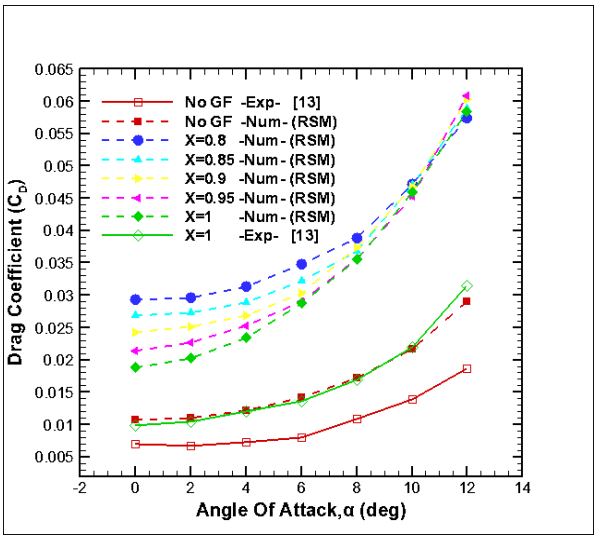


X=1.0

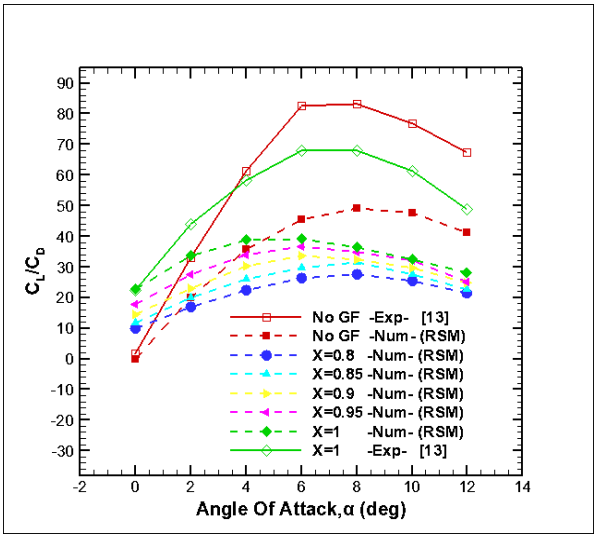
الشكل 5.6. خطوط التيار مع توزع الضغط حول مقطع جناح طائرة NACA 0012 بإضافة جنيح قورني عند مواضع تثبيت مختلفة بارتفاع (H=2%C) و بزاوية تثبيت (φ=90°) عند زاوية هجوم (α=0°)



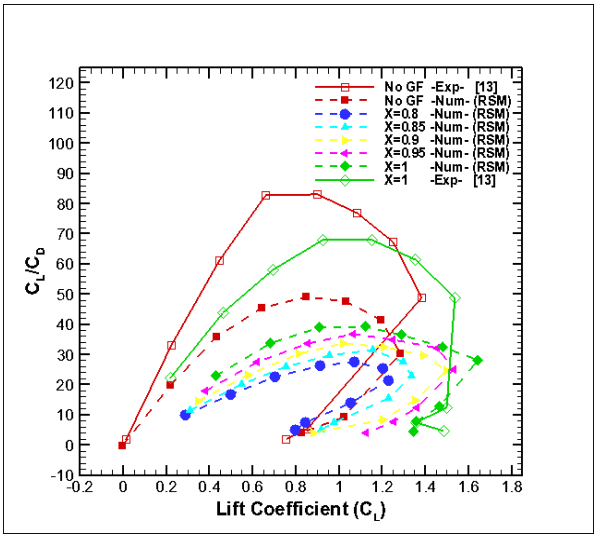
(أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α)



(ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L)

الشكل 6.6. مقارنة عددية وتجريبية لتأثير موضع تثبيت جنيح ڤورني على المعاملات الأيروديناميكية لمقطع جناح طائرة NACA 0012 بدلالة زاوية الهجوم (α) ومعامل الرفع (C_L) بارتفاع (H=2%C) و بزاوية تثبيت (φ=90°)

الموضع (X)	قيمة (C_L) العددية	نسبة الزيادة (%)	قيمة (C_L) التجريبية	نسبة الزيادة (%)
(No GF)	1,195	مرجعي	1,251	مرجعي
0.80	1,229	2.8	/	/
0.85	1,336	11.8	/	/
0.90	1,496	25.1	/	/
0.95	1,532	28.2	/	/
1.00	1,642	37.4	1,687	41.6

الجدول 3.6. مقارنة قيم (C_L) بارتفاع (2.0%C) عند زاوية هجوم (α=12°) لمواضع تثبيت مختلفة لجنيح ڤورني

يعرض الشكل 6.6 تأثير تغيير موضع التثبيت الأفقي للجنيح على الأداء الأيروديناميكي لمقطع الجناح NACA 0012. وقد تم الحفاظ على الارتفاع (Height H= 2%Chord) وزاوية التثبيت (Mounting angle φ=90°) كثابتين، لكونهما القيم المثلى في الحالتين السابقتين.

✓ (أ) تغير معامل الرفع (C_L) بدلالة زاوية الهجوم (α):

تُظهر النتائج أن الموضع (X=1.0) أي على حافة الانفلات يولد أعلى قيم لمعامل الرفع (C_L) ضمن كل زوايا الهجوم. و كلما تقدم موضع التثبيت نحو الداخل أي (من X=0.95 إلى X=0.8)، تنخفض قيمة (C_L) تدريجيًا.

الاستنتاج: الموضع الأمثل لتعزيز الرفع هو حافة الانفلات (X=1.0)، وكلما ابتعد الجنيح عن هذه الحافة، تقل فعاليته.

✓ (ب) تغير معامل السحب (C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):

تُظهر النتائج أن موضع تثبيت الجنيح يؤثر بشكل واضح على معامل السحب (C_D). فعند الموضع (X=1.0)، أي على حافة الانفلات، تُسجَّل أقل قيمة لمعامل السحب عبر مختلف زوايا الهجوم (α). ومع تحريك الجنيح تدريجيًا نحو الداخل (من X = 0.95 إلى X = 0.8)، تبدأ مقاومة السحب في الارتفاع بشكل تدريجي واضح.

الاستنتاج: كلما ابتعد الجنيح عن حافة الانفلات، زادت الاضطرابات خلفه وارتفعت مقاومة السحب. وبالتالي، فإن التثبيت على حافة الانفلات (X=1.0) لا يحقق فقط أقصى رفع، بل يُعد أيضًا الأفضل من حيث تقليل السحب.

✓ (ت) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة زاوية الهجوم (α):

تُبيّن النتائج أن أعلى كفاءة أيروديناميكية (C_L/C_D) تتحقق عندما يكون الجنيح مثبتًا على حافة الانفلات (X=1.0) ، عند كل زوايا الهجوم. كلما تحرك موضع التثبيت نحو الداخل (0.95 ثم 0.9 ثم 0.85 ثم 0.8)، تبدأ الكفاءة في التراجع تدريجيًا، نتيجة انخفاض الرفع وزيادة في السحب.

الاستنتاج: الموضع (X = 1.0) يُحقق أعلى كفاءة أيروديناميكية، وهو الأمثل من حيث التوازن بين أقصى رفع وأدنى سحب.

✓ (ث) تغير النسبة (C_L/C_D) بدلالة معامل الرفع (C_L):

تُبيّن النتائج بوضوح أن الموضع (X=1.0) حافة الانفلات يُحقق أعلى قيمة للكفاءة الأيروديناميكية (C_L/C_D) مع أعلى قيمة لمعامل الرفع (C_L) عند نفس زوايا الهجوم (α)، متفوقًا على باقي المواضع المدروسة. تتراجع الكفاءة تدريجيًا مع تحريك الجنيح نحو الداخل، حيث يُسجّل الموضع (X=0.8) أقل كفاءة عبر كل نطاقات (C_L) و زوايا الهجوم (α)، نتيجة زيادة السحب وانخفاض فعالية الرفع.

الاستنتاج: الموضع (X=1.0) يُمثل التثبيت الأمثل من حيث تحقيق أعلى كفاءة ممكنة، مما يُعزز أهميته كخيار مفضل في تصميم جنيح قوري لتحسين الأداء الأيروديناميكي.

3.6. مقارنة تحليلية شاملة لتحديد الهندسة الأمثل لجنيح قورني لتحسين الأداء الأيروديناميكي:

يعرض الجدول 6.4 مقارنة شاملة بين الحالات الثلاث المدروسة، ويُبرز القيم التصميمية المثلى لكل من ارتفاع الجنيح، زاوية تثبيته، وموضع تركيبه، وذلك من حيث تأثيرها على معامل الرفع، ومعامل السحب، والكفاءة الأيروديناميكية للمقطع الهوائي NACA 0012.

الحالة	المتغير المدروس	القيمة المثلى	أهم النتائج
الحالة الأولى	ارتفاع جنيح قورني (H) Height (H) of GF	(H=2%C) من طول الوتر	توازن ممتاز بين زيادة الرفع والكفاءة. ارتفاع 3% يرفع (C_L) أكثر لكن يضعف (C_L/C_D) بسبب السحب العالي.
الحالة الثانية	زاوية تثبيت الجنيح (φ) Mounting angle (φ) of GF	(φ=90°) أفضل كفاءة خاصة عند الزوايا الكبيرة و عند زاوية التوقف.	(φ=90°) تحقق أعلى كفاءة خاصة عند الزوايا الكبيرة و عند زاوية التوقف، و الزاويتين (φ=45° و φ=60°) تُظهران كفاءة جيدة عند الزوايا الصغيرة و المتوسطة.
الحالة الثالثة	موضع التثبيت (X) Position (X) of GF	(X=1.0) حافة الانفلات	الموضع (X=1.0) يحقق أعلى رفع وأقل سحب وأعلى كفاءة عبر كل زوايا الهجوم. الأداء يتراجع تدريجيًا كلما تم تحريك الجنيح نحو الداخل.

الجدول 4.6. مقارنة تحليلية شاملة لتحديد الهندسة الأمثل لجنيح قورني لتحسين الأداء الأيروديناميكي

4.6. خلاصة ختامية للتصميم الهندسي الأمثل لجنيح قورني:

أظهرت المقارنة التحليلية أن أفضل أداء أيروديناميكي يتحقق عندما يكون ارتفاع جنيح قورني 2% من طول الوتر، مع زاوية تثبيت 90°، وموضع تركيب عند حافة الانفلات (X = 1.0). هذه الهندسة تحقق توازنًا مثاليًا بين معامل الرفع ومعامل السحب، ويُوفر أعلى كفاءة هوائية (C_L/C_D) عبر مختلف زوايا الهجوم. كما أثبتت النتائج أن الابتعاد عن هذه القيم، سواء بزيادة الارتفاع، أو تقليل زاوية التثبيت، أو تقديم موضع الجنيح نحو الداخل، يؤدي إلى تراجع ملحوظ في الأداء.

5.6. خاتمة:

بعد تحليل تأثير المتغيرات التصميمية الثلاثة لجنيح ڤورني (الارتفاع، زاوية التثبيت، وموضع التركيب)، تم التوصل إلى نتائج دقيقة مدعومة بالمقارنة مع النتائج التجريبية [13]. وقد أظهرت الدراسة أن الهندسة الأمثل لتحقيق أفضل أداء أيروديناميكي لمقطع الجناح NACA 0012 هو:

- ارتفاع الجنيح بنسبة 2 % من طول الوتر
- زاوية التثبيت بمقدار 90°
- موضع التثبيت عند حافة الانفلات (X = 1.0)

هذا الشكل والهندسة تحقق أعلى معامل رفع، وأقل معامل سحب، وأفضل كفاءة أيروديناميكية ضمن نطاق الزوايا المدروسة. تمثل هذه النتائج مرجعًا هندسيًا يُعتمد عليه لتوجيه عملية تحسين التصميم في الأبحاث التطبيقية المستقبلية.

خاتمة عامة

خاتمة عامة:

في ختام هذه الدراسة، تم التوصل إلى رؤية متكاملة حول تحسين الأداء الأيروديناميكي لمقطع جناح طائرة من نوع NACA 0012 باستخدام جنيح ڤورني، وذلك بالاعتماد على تقنيات التحليل العددي ومنهجية سطح الاستجابة (RSM). انطلقت الدراسة بتحليل أولي للجريان الهوائي حول الجناح دون أي إضافات، حيث تم تقييم الأداء الأيروديناميكي عبر زوايا هجوم مختلفة، مما مكّن من تحديد خصائص الرفع والسحب والكفاءة في الحالة المرجعية، مع تسجيل توافق جيد للنتائج المتحصّل عليها مع البيانات التجريبية والعددية المنشورة، مما أكّد صحة النموذج العددي المُعتمد.

بعد ذلك، تم إدماج جنيح ڤورني وتحليل تأثيره على الأداء الأيروديناميكي، حيث أظهرت النتائج تحسناً ملحوظاً في معامل الرفع والكفاءة الأيروديناميكية ، مع تسجيل تراجع نسبي في الأداء عند الزوايا العالية نتيجة لزيادة مقاومة السحب. وهو ما حُدد بدقة ضمن الدراسة العددية، وشكّل قاعدة صلبة للمرحلة التحسينية. مما أكّد صحة النموذج العددي المُعتمد.

لتعميق الفهم وتوسيع نطاق التحسين، تم اعتماد و تعميم منهجية سطح الاستجابة (RSM) كنموذج رياضي وتقني فعال لربط المتغيرات التصميمية الثلاثة لجنيح ڤورني (الارتفاع، زاوية التثبيت، وموضع التركيب) بمؤشرات الأداء الأيروديناميكي. أفضت الدراسة إلى تحديد التصميم الهندسي الأمثل المتمثل في ارتفاع بنسبة 2% من طول الوتر، زاوية تثبيت 90°، وموضع عند الحافة الخلفية (X = 1.0)، ما مكّن من تحقيق أقصى كفاءة أيروديناميكية ضمن الشروط المعتمدة.

أثبتت منهجية سطح الاستجابة (RSM) فعاليتها كأداة عددية موثوقة في تحديد التصميم الهندسي الأمثل لجنيح ڤورني، وذلك بكفاءة تحليلية عالية وتكلفة حسابية منخفضة، مقارنة بالطرق التقليدية.
وقد مكّنت هذه المنهجية من استكشاف عدد غير محدود من التصاميم الافتراضية بدقة عالية، مما يعزز مكانتها كأداة داعمة في مراحل التصميم المتقدم للطائرات والأجسام الأيروديناميكية.

وبالتالي، تشكل هذه المذكرة مرجعاً علمياً وهندسياً مهماً يُمكن الاستناد إليه في التصاميم المستقبلية الخاصة بالأجنحة والطائرات، كما تفتح آفاقاً للبحث في تطوير إضافات بسيطة و فعالة لتحسين أداء أنظمة الطيران، مع إمكانية توسيع العمل ليشمل ظروف طيران متنوعة وهندسات أكثر تعقيداً.

قائمة المراجع

قائمة المراجع:

[1] **عوايشية مروى،** « تصميم و تحليل عنفة هوائية مصغرة أفقية المحور »، مذكرة ماستر، هندسة ميكانيكية تخصص طاقوية، جامعة الشهيد الشيخ العربي التبسي تبسة، 2019-2020.

[2] **وسام الزعفراني،** « دليل كامل لصنع طائرات بدون طيار درون »، 2018.

[3] **سلماني اسماعيل و سدايرية نعمان** ، « محاكاة عددية لدوار عنفة هوائية أفية المحور باستعمال فلوانت و طريقة عنصرالجناح - كمية الحركة »، مذكرة ماستر، هندسة ميكانيكية تخصص طاقوية، جامعة الشهيد الشيخ العربي التبسي تبسة، 2019-2020 .

[4] بن **مسعي رحمة،** « التحكم في انفصال الطبقة الحدية بتقنية الامتصاص الفعال المستمر لمقطع جناح عنفة هوائية S809 » ، مذكرة ماستر ، هندسة ميكانيكية تخصص طاقوية ، جامعة الشهيد الشيخ العربي التبسي تبسة، 2017-2018.

[5] **Lazhar Bouchaour,** « *Etude d'un ecoulement incompressible autour d'un profil tournant* » mémoire de master, physique énergétique option photothermique, Université Mentouri Constantine, 2011.

[6] **D. Antoine, P. Florian et G. Marie-Charlotte**, «*Etude de profils d'aile pliée*», projet de mécanique des fluides, Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métier CER Angers, février 2006.

[7] **Vandan Chinnappa, Srinivas G**, (2023). «*Numerical investigation of aerodynamic characteristics of NACA 23112 using passive flow control technique – Gurney flaps*». Cogent Engineering, Vol. 10.

[8] **نسرين محمد، عمار شرارة (2023)،** « تحديد سُمك الطبقة الحدية حول بدن غواصة باستخدام ديناميكا الموائع الحسابية (CFD) »، مجلة جامعة تشرين للبحوث والدراسات العلمية - سلسلة العلوم الهندسية، المجلد (45) ، العدد (2).

[9] مكارم حمزة (2022)، « التحكم بالطبقة الحدية وتأثيره على الجريان حول بروفيل الجناح الحامل للطائرة». مجلة جامعة دمشق للعلوم الهندسية، المجلد الواحد والثلاثون، العدد الثالث، الصفحات 37–47.

[10] **عصام محمد عبد الماجد أحمد، و فريقه.** (2001). «الموائع». الدار السودانية للكتب، الطبعة الثانية (مزيدة ومنقحة)، الخرطوم - السودان. رقم الإيداع: 2001/16.

[11] **André Bakker,** (2002-2006). «*Lecture 11 – Boundary Layers and Separation Applied Computational Fluid Dynamics*».

[12] **Sergio Jesús Rodríguez Sánchez,** (2014). «*ANALYSIS OF FLOW SEPARATION OVER AERODYNAMIC AIRFOILS*».

[13] **Li. Yachen, Wang. Jinjun, and Zhang. Panfeng,** (2002). «*Effects of Gurney flaps on a NACA0012 airfoil*». *Flow, Turbulence and Combustion*, 68, 27–39.

[14] **Jain, Shubham, Sitaram, Nekkanti, and Krishnaswamy, Sriram.** (2015). «*Computational investigations on the effects of Gurney flap on airfoil aerodynamics*». International Scholarly Research Notices.

[15] **Mdouki, Ramzi, Bois, Gérard, and Gahmousse, Abderrahmane.** (2015). «*Enhancing aerodynamic performances of highly loaded compressor cascade via Gurney flap*». U.P.B. Scientific Bulletin.

[16] **ASOO, Hembadoon R., ALAKALI, Joseph S., IKYA, Julius K., & YUSUFU, Mohammed I.**, 2024. *Historical background of RSM*. Response Surface Methods – Theory, Applications and Optimization Techniques, IntechOpen. DOI: 10.5772/intechopen.1005302.

[17] **Carley, Kathleen M., Kamneva, Natalia Y., & Reminga, Jeff.** (2004). *Response Surface Methodology*. CASOS Technical Report, CMU-ISRI-04-136, Carnegie Mellon University, School of Computer Science, Institute for Software Research International.

[18] **A.S. Abdelhamed, Y.El-S. Yassen, M.M. ElSakka,** (2015). «Design optimization of three dimensional geometry of wind tunnel contraction». Ain Shams Engineering Journal, Vol. 6, pp. 281–288.

[19] **Help ANSYS 18.2**, Documentations, DesignModeler/DesignXplorer User's Guide.2018.