

## وضع نموذج رياضي حاسوبي لحساب قوة الرفع المتشكلة على جناح وتوزعها باستخدام طريقة الدوامات

الدكتور محمد عطا بطل\*

الدكتور أيهم الشبل\*\*

منهل حسن البري\*\*\*

(تاريخ الإيداع 20 / 12 / 2017. قَبِلَ للنشر في 1 / 7 / 2018)

### □ ملخص □

تم في هذه المقالة تقديم طريقة سريعة ودقيقة للحساب الأيروديناميكي لمشتقات الرفع، والتي تعتبر أساسية للطائرة الخفيفة، وذلك باستخدام برمجية تم تطويرها تعتمد طريقة الدوامات، بحيث تقوم بحساب توزع الرفع على الجناح، وبالتالي تحديد المشتقات الأيروديناميكية، مع الأخذ بعين الاعتبار شكل المقطع الأيروديناميكي للجناح المعتمد. يتم أثناء عملية التصميم الأيروديناميكي لطائرة خفيفة ذات سرعات الطيران المحدود التركيز على مواصفات الرفع للطائرة، لما لها من أهمية كبرى بالنسبة لمثل هذا النوع من الطائرات حيث أنها تؤثر مباشرة على أمان الطيران كون أغلب هذه الطائرات تعتمد نظم قيادة ميكانيكية مباشرة. وبالتالي تكتسب مسألة حساب معاملات الرفع والعزوم ومشتقاتها للأجنحة والأسطح الذيلية في المراحل المبكرة من التصميم أهمية كبيرة. هنا يبرز دور تطوير بعض الأدوات العددية القائمة على نماذج مبسطة ولكنها جيدة الدقة في بعض المجالات مثل طريقة الدوامات المتقطعة، والتي يمكن أن تشكل أداة فعالة بيد مهندسي التصميم في هذه المرحلة. حيث تمكنا طريقة الدوامات المتقطعة من حساب قوة الرفع مختلف أنواع الأجنحة .

الكلمات المفتاحية: قوة الرفع، الدوامات، معامل الرفع، مقطع الجناح.

\* أستاذ في قسم القوى - كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية - جامعة تشرين

\*\* مدير بحوث - مركز الدراسات والبحوث العلمية

\*\*\* ماجستير في هندسة هياكل ومحركات الطيران - كلية الهندسة الميكانيكية - جامعة حلب - (يعمل في مركز الدراسات والبحوث العلمية) - طالب دكتوراه قسم القوى الميكانيكية كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية جامعة تشرين

## Modeling The Wing To Calculate Lift Forces And It'S Distribution By “Vortex Method”

Dr. MohamadAta Batal \*  
Dr. AyhamAlshebl \*\*  
ManhalhasanAlbarry\*\*\*

(Received 20 / 12 / 2017. Accepted 1 / 7 / 2018)

### □ ABSTRACT □

In this article we present a quick and accurate method to calculate the aerodynamic conference - that is very important for light aircrafts – we developed program depend on “VORTEX LATTIC METHODS” we calculate the distribution of local lift forces according to wing profile. in the Earle stage of designing we concrete on lifting properties of aircraft because it effects at fighting safety where these aircrafts used mechanical direct control system. for this, accurate estimation of lift and moment conferences for wings and stabilizers have very big importance.

Developing The numerical tools which depend on simple and accurate module produced by “VORTEX METHOD” is very effective tools in this stages for all kind of wings.

**Key words:** lift force, vortex, lift coefficient, wing profile.

---

\* professor at forces department -mechanical and electrical faculty-Teshreen university.

\*\* Research manager at scientific studies and research center

\*\*\*master of aircrafts structure and engine -mechanical and electrical faculty- Aleppo university.  
(working at scientific studies and research center)-PHD student at forces department mechanical and electrical faculty Teshreen university

**مقدمة :**

يعتبر الجناح هو المصدر الاساسي لتشكيل قوة الرفع في الاجسام الطائرة ومتابعة الحسابات للأداء والمسار والتحكم بالجسم الطائر يعتبر أساسي خلال مرحلة التصميم وتقدير الأداء للجسم الطائر . وتلعب قوة الرفع دوراً أساسياً وفعالاً في إجراء حسابات الاداء وتقدير بارامتراته الاساسية وكذلك في تقديم وصياغة برامج التحكم بالمسار والخروج من الوضعيات الحرجة وفي عملنا هذا سوف نقوم بتقديم نموذجاً رياضياً لحساب قوة الرفع على الجناح مستخدمين طريقة الدوامات المنقطعة .

**منهجية البحث:**

- إن إنجاز هذا البحث للحصول على النموذج الرياضي لحساب قوة الرفع على جناح باستخدام طريقة الدوامات تم في جامعة تشرين ومركز البحوث عام 2017 وذلك باعتماد منهجية بحث وفق التالي:
- تعريف بالطريقة المقترحة " الدوامات المنقطعة " VORTEX "للحصول على قوة الرفع المتشكلة على الجناح ودراسة الأساس النظري لها .
  - تهيئة الأدوات اللازمة للبرمجة من أجل الحصول على نموذج رياضي حاسوبي.
  - اقتراح جناح ذو مقطع وأبعاد محددين .
  - دراسة وحساب قوة الرفع المتشكلة على الجناح بعدة طرق للحساب ومنها الطريقة المقترحة ضمن المقالة .
  - إجراء تجربة ضمن نفق هوائي لجناح مشابه للجناح المدروس وفق الشروط المعتمدة .
  - مقارنة النتائج من الطريقة المقترحة مع طرق الحساب كافة ومع التجربة العملية ضمن النفق الهوائي.
- 1- تعريف بطريقة الدوامات المنقطعة [7][2][1]:

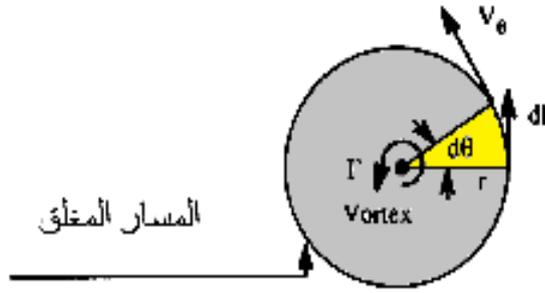
إن ظاهرة انتاج الجناح لقوة الرفع يمكن التعبير عنها وشرحها كدوامة حيث أن الدوامة تنتج حقل جريان دائري مع سرعات مَحْرَضَة مهمة تعطى شدتها بالعلاقة :

$$V_{\theta} = \frac{C}{r} \quad (1)$$

حيث أن C عبارة عن ثابت ، ويظهر من الشكل (1) العلاقة بين الدوامة والسرعة المَحْرَضَة وشدة الدوامة تحدد من شدة الدوران  $\Gamma$  والذي يدعى الجولان وهذه الشدة بالدوران تحدد بالعلاقة :

$$\Gamma = \oint \vec{V} \cdot d\vec{l} \quad (2)$$

حيث أن هذا التكامل يؤخذ على مسار مغلق كما هو موضح بالشكل (1) :

الشكل (1) العلاقة بين الدوامة  $\Gamma$  والسرعة المحيطة  $V$ 

وعلى سبيل المثال فإن تقدير التكامل بالمعادلة السابقة يجب أن تأخذ بعين الاعتبار الشروط التالية :

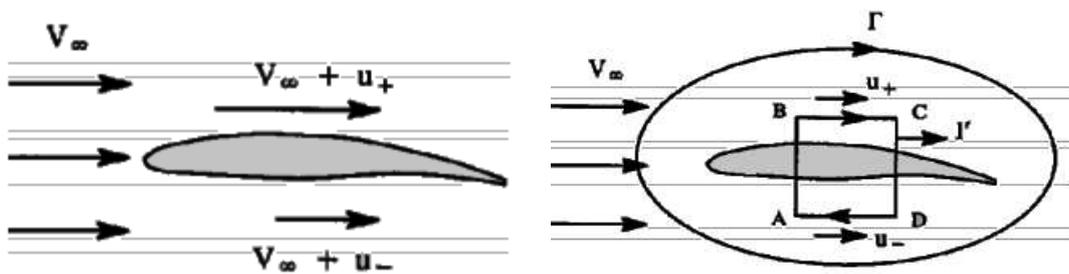
- المسار مغلق
  - مسار دائري حول الدوامة
- وبالتالي تكون شدة الدوامة موضحة بالمعادلة :

$$\Gamma = \int_0^{2\pi} V_{\theta} r d\theta \Gamma = C \int_0^{2\pi} d\theta \quad (3)$$

وبالتالي فإن الثابت  $C$  في المعادلة السابقة يعبر عنه بالمعادلة التالية :

$$V_{\theta} = \frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (4)$$

يمكن تشبيه الجريان حول مقطع الجناح بدوامة كما بالشكل (2) :



الشكل (a-2) الجريان الفعلي

الشكل (b-2) الجريان مع التشبيه بدوامة  $\Gamma$ 

الشكل (2) العلاقة بين الرفع على مقطع الجناح والدوامة المكافئة حول المقطع

و ذلك تبعاً لخصوصية الجريان الهوائي حول مقطع الجناح كما هو موضح بالشكل (a-2) حيث أن سرعة الجريان تتغير حول مقطع الجناح ولكن يوجد اختلاف بين السطح العلوي والسفلي وهذا بدوره سوف يماثل جريان من السطح

العلوي للمقطع باتجاه السطح السفلي ومن السطح السفلي إلى العلوي وبالتالي يمثّل دوامة مستمرة كما هو موضح بالشكل (2- b)

وحسب تعريف قوة الرفع على مقطع الجناح :

$$dL = (P_- - P_+)dX \quad (5)$$

ولكن من معادلة برنولي على سطحي المقطع :  
أ- السطح العلوي :

$$P_+ + \frac{1}{2}\rho V_+^2 = P_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \quad (6)$$

ب- السطح السفلي :

$$P_- + \frac{1}{2}\rho V_-^2 = P_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \quad (7)$$

وبالتالي يمكن كتابة المعادلة التالية :

$$(P_- - P_+) = \frac{1}{2}\rho[(V_\infty + u_+)^2 - (V_\infty + u_-)^2] \cong \rho V_\infty(u_+ - u_-) \quad (8)$$

وبالعودة لمعادلة قوة الرفع :

$$L = \rho V_\infty \int (u_+ - u_-)dx \quad (9)$$

ومن الشكل (2- b) ومن المسار المغلق يمكن حساب شدة الدوامة  $\Gamma$  والجزئية  $d\Gamma$  بالمعادلة التالية :

$$d\Gamma = (u_+ - u_-)dx \quad (10)$$

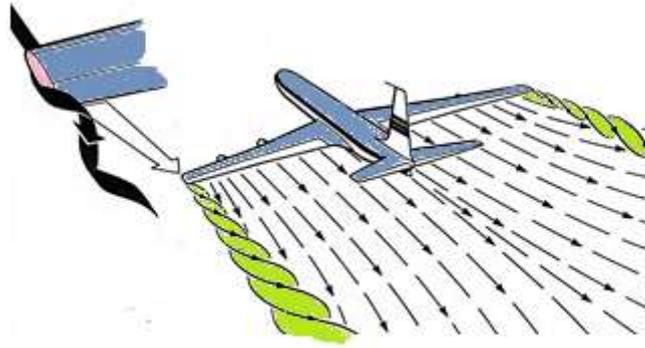
ومن المعادلات السابقة يمكن استنتاج قوة الرفع على المقطع :

$$L = \rho V_\infty \Gamma \quad (11)$$

وبالمكاملة على كامل باع الجناح اللامتناهي الامتداد تكون قوة الرفع وفق المعادلة :

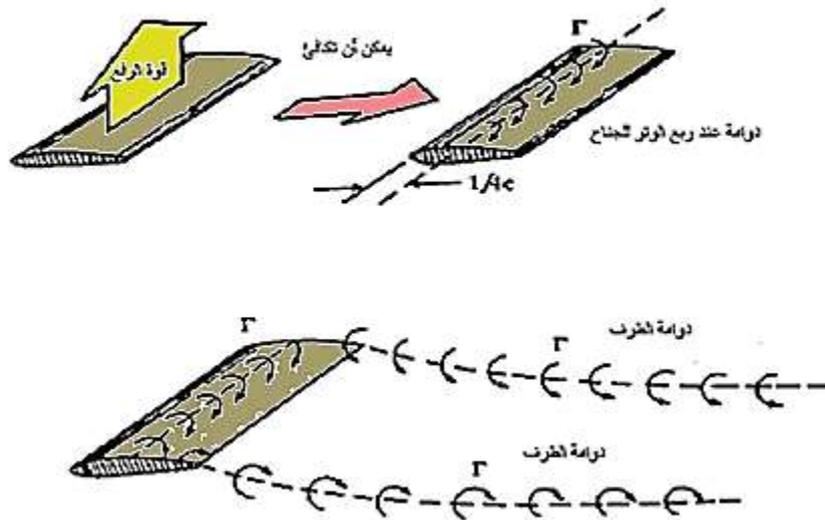
$$L = W \cong \rho V_\infty \Gamma b \quad (12)$$

عند الانتقال من المقطع ثنائي البعد (وهو يكافئ الجناح لامتناهي البعد) وبالتالي طرفي الجناح بعيدين جداً، إلى الجناح ثلاثي البعد تظهر ظاهرة الطرفين حيث ينتقل الهواء من منطقة الضغط العالي (السطح السفلي للجناح) إلى منطقة الضغط المنخفض (السطح السفلي) كما هو موضح بالشكل (3):



الشكل (3) الدوامات المتشكلة عند أطراف الجناح

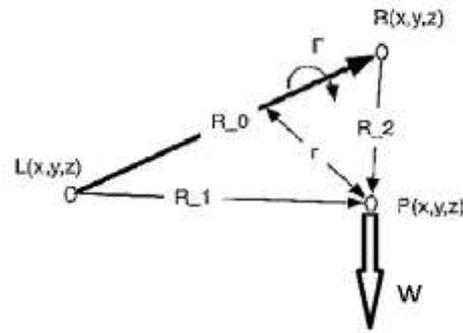
وبالتالي يمكن التعبير ووصف الجناح كما يظهر بالشكل (4) :



الشكل (4) الدوامات المتشكلة و المكافئة للجناح

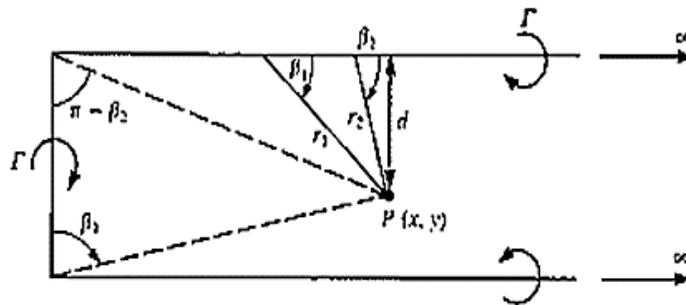
حيث يظهر ما يسمى بنضوة الحصان horse shoes حيث يكون على الجناح ثلاث دوامات اثنتان طرفيتان وثالثة على سطح الجناح وفق  $\frac{1}{4}C$  المكان المقترض لتوضع قوة الرفع للمقاطع على السرعات المنخفضة ويوجد دوامة رابعة بعيدة وقليلة التأثير .

إن كل دوامة يمكن أن تؤثر في نقطة بعيدة عنها وتولد فيها سرعة  $w$  يكون عمودية على المستوي المحدد بخط الدوامة والبعد العمودي بين خط الدوامة والنقطة المحسوب عندها تأثير الدوامة يتم حسابها وفق الشكل (5):



الشكل (5) السرعة العمودية المحرصة بتأثير الدوامة

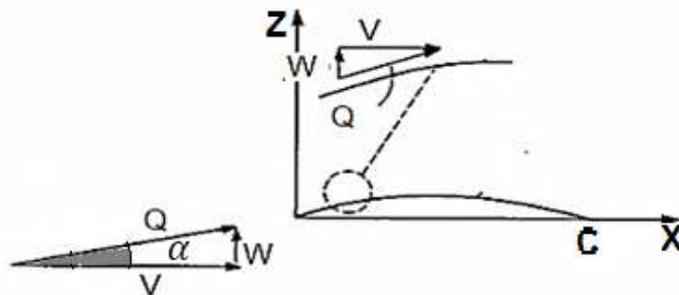
وهي حاصل جداء شعاعي بين شدة الدوامة  $\Gamma$  والمعبر عنها بطول الخط  $LR$  والبعد العمودي  $r$  بين خط الدوامة و نقطة حساب شدة تأثير الدوامة وبالتالي وفق الجناح والدوامات الثلاثة المقترحة عليه يتم حساب قيمة هذه السرعة بالتحصيل الشعاعي لتأثير ثلاثة دوامات فعالة كما هو موضح بالشكل (6):



الشكل (6) حساب السرعة المحرصة بتأثير دوامات الجناح

ويتم اختيار نقطة التأثير  $cp$

إن الجريان على السطح سوف يفترض أن هذا السطح هو المسار وبالتالي شعاع السرعة الكلية يكون مماس لهذا السطح وهذا معبر عنه بالشكل (7):

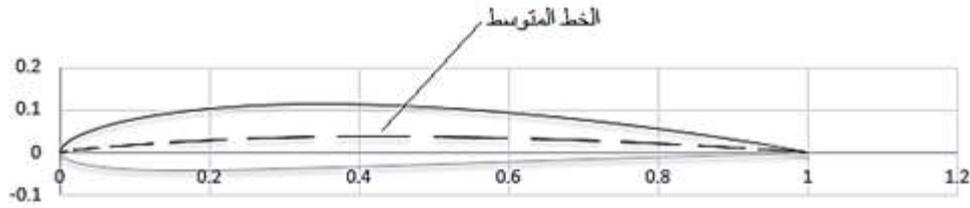


الشكل (7) مسار التيار الهوائي على سطح الجناح  $V$ : سرعة التيار الهوائي الحر ،  $W$  السرعة المحرصة ،  $Q$ : السرعة الموضعية المماسية للسطح

وحسب نظرية الدوامات فإن الشعاع  $W$  يمكن حسابه بطريقتين :

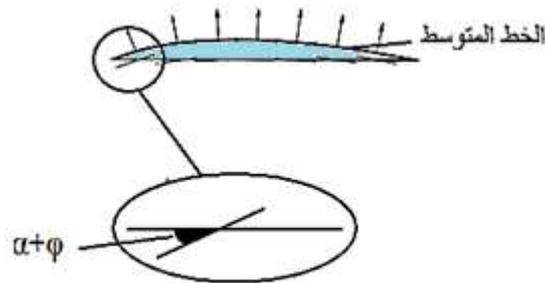
$$W = V \cdot \alpha = \Gamma \cdot \Psi \quad (13)$$

حيث أن  $\Psi$  عبارة عن المؤثر لحساب الجداء الشعاعي بين شدة الدوامة والبعد بين نقطة التأثير والدوامة  $\Gamma$  ويتم الانتقال إلى الجناح بحيث يتم اعتبار أن السطح عبارة عن الخط المتوسط بين كل نقطتين متقابلتين من المقطع الأيروديناميكي كما هو موضح بالشكل (8)



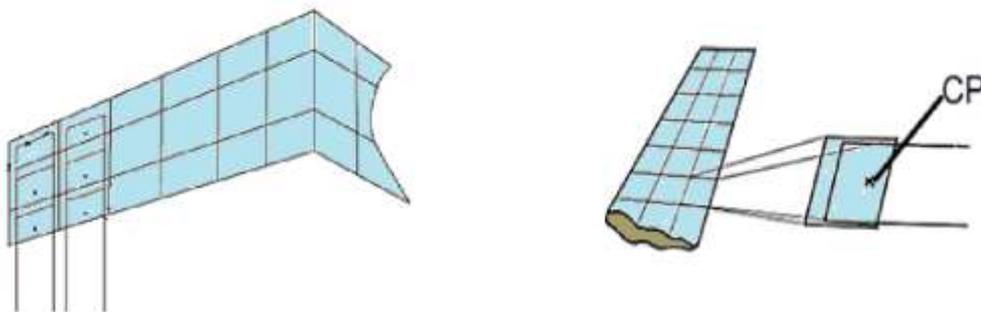
الشكل (8) الخط المتوسط في مقطع الجناح

ويتقسيم الجناح إلى مجموعة من الاجنحة الصغيرة لكل منها زاوية مع الوتر الاساسي  $\varphi$  كما هو مبين بالشكل (9)



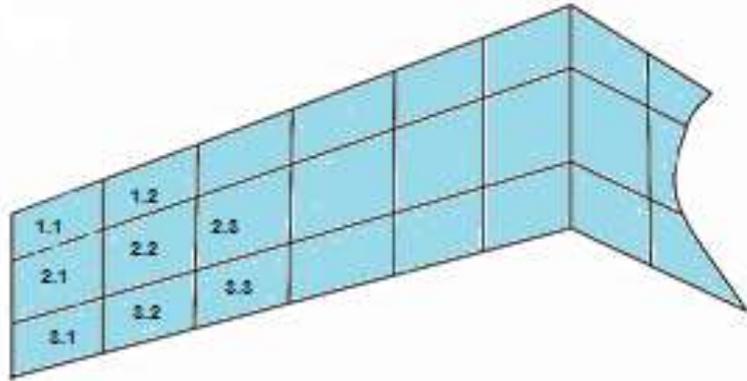
الشكل (9) زوايا هجوم المقاطع الصغيرة عن وتر الجناح الأساسي

وبالتالي يمكن اعتبار زاوية الهجوم لكل مقطع  $\varphi + \alpha$  كما هو موضح بالشكل (9) وبالتطبيق على هذه المقاطع نحصل على قوة الرفع الكلية وبالتعميم على كامل سطح الجناح وينتقله إلى مساحات وفق الابعاد كما هو موضح بالشكل (10):



الشكل (10) تقطيع الجناح لحساب قوة الرفع وفق نظرية الدوامات

يتم حساب قوة الرفع في كل مربع في نقطة CP وذلك بحساب التأثير الناتج عن كل الدوامات على سطح الجناح وفق التمثيل التالي والمعبر عنه بمصفوفة وفق الشكل (11):



الشكل (11) مصفوفة الحساب وأماكن العناصر على سطح الجناح

$$[K]. [\Gamma] = [B] \quad (14)$$

K عبارة عن مصفوفة التأثير على الدوامات وهي مصفوفة  $n \times n$

$\Gamma$  مصفوفة الدوامات المتشكلة في كل خلية يتم حساب قوة الرفع فيها  $n \times 1$

$B$  مصفوفة زوايا الانحرافات وهي تمثل  $\varphi + \alpha$  لكل خلية يتم الحساب فيها  $n \times 1$

ويمكن التعبير بشكل أعمق كما هو مبين بالشكل (12) :

رقم الخلية	مصفوفة التأثير على الدوامات	مصفوفة الدوامات	مصفوفة زوايا الانحرافات
1	A11 A12 A13 ... A1N	$\Gamma_1$	B1
2	A21 A22 A23 ... A2N	$\Gamma_2$	B2
3	A31 A32 A33 ... A3N	$\Gamma_3$	B3
4	A41 A42 A43 ... A4N	$\Gamma_4$	B4
...	...	...	...
N	...	$\Gamma_N$	B <sub>N</sub>

الشكل (12) مصفوفة الحساب لكافة عناصر الجناح وفق عدد الخلايا المقترح

حيث أن:

العنصر A11 يعبر عن تأثير الدوامات في الخلية 1 على نقطة التحكم CP في الخلية 1

العنصر A12 يعبر عن تأثير الدوامات في الخلية رقم 2 على نقطة التحكم CP في الخلية رقم 1

العنصر A23 يعبر عن تأثير الدوامات في الخلية رقم 3 على نقطة التحكم CP في الخلية رقم 2

وهكذا يتم حساب المصفوفة K.

إن الجزء المهم هو حساب مصفوفة شدة الدوامات  $\Gamma$  حيث أن المصفوفتين السابقتين يمكن حسابهما من الشكل

الهندسي لذلك يمكن حساب المصفوفة  $\Gamma$  وفق العلاقة :

$$\Gamma = [K]^{-1}. [B] \quad (15)$$

وبالتالي يمكن حساب قوة الرفع في كل خلية وفق العلاقة التالية :

$$L(i) = \rho_{\infty} \cdot V_{\infty(i)} \cdot \Gamma(i) \cdot b \quad (16)$$

$V_{\infty}$  سرعة الطيران أو سرعة جريان الهواء ( m/s )

$\rho_{\infty}$  كثافة الهواء ( $\text{kg/m}^3$ )

$b$  عرض الخلية (m)

$\Gamma(i)$  شدة الدوامة في الخلية (i)

وبالتالي يكون قوة الرفع الكلية عبارة عن جمع لقوى الرفع ضمن كل خلية :

$$L_{total} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \rho \cdot \Gamma_{i,j} \cdot b_{i,j} \quad (17)$$

ومن تعريف قوة الرفع وفق العلاقة التالية :

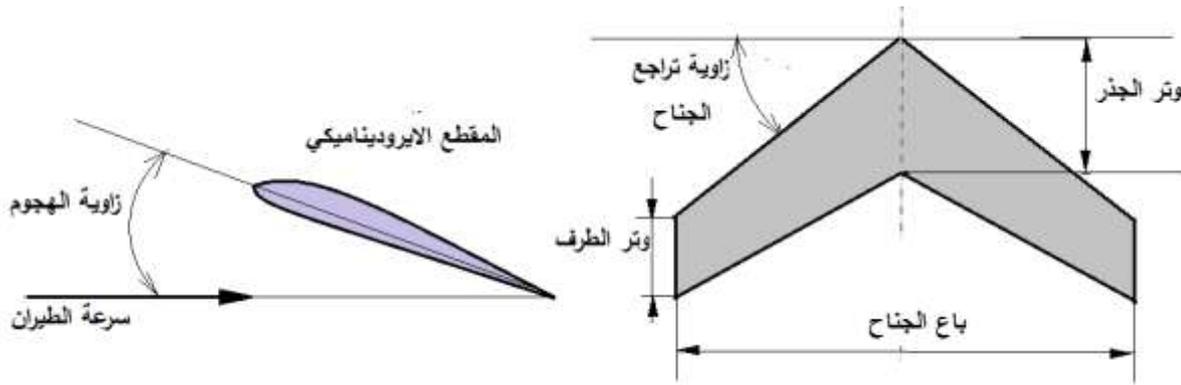
$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (18)$$

حيث أن :

[N]	قوة الرفع :	L
$\frac{kg}{m^3}$	كثافة الهواء :	$\rho$
$\frac{m}{s}$	سرعة الهواء :	V
$[m^2]$	مساحة السطح :	S
	معامل الرفع :	$C_L$

تم صياغة برنامج باستخدام MATLAB يعتمد الخوارزمية السابقة في الحساب ويمتاز البرنامج بالمرونة من ناحية الإدخالات حيث يمكن توصيف الجناح وذلك وفق الشكل الهندسي من ناحية وكما هو مبين بالشكل(13):

- باع الجناح
- قيمة وتر الجناح
- زاوية التراجع للجناح
- شكل المقطع الأيروديناميكي
- زاوية الهجوم للجناح
- سرعة الطيران



الشكل (13) مواصفات للجناح كمدخل لبرنامج الحساب وفق Matlab

ويكون خرج البرنامج عبارة عن قوة الرفع الجزئية في كل خلية وبالحساب والرسم يمكن إظهار توزيع قوة الرفع على سطح الجناح و يمكن :

- بتجميع هذه القوى الجزئية نحصل على قوة الرفع الكلية على الجناح .
- ومن الشكل الهندسي وقيمة قوة الرفع الكلية يمكن حساب معامل الرفع للجناح  $C_L$  وذلك عند كل زاوية هجوم وبالتالي استنتاج منحنى تغير معامل الرفع مع تغير زاوية الهجوم وكذلك معامل العزم  $C_m$ .
- حساب تغير معامل الرفع وذلك على طول باع الجناح .
- إيجاد نقطة تأثير محصلة قوة الرفع وذلك بالنسبة لوتر المقطع وهذا له دور أساسي في الدراسة الانشائية لبنية الجناح.

وبتطبيق الدراسة السابقة على جناح له المواصفات الهندسية المبينة بالجدول (1) :

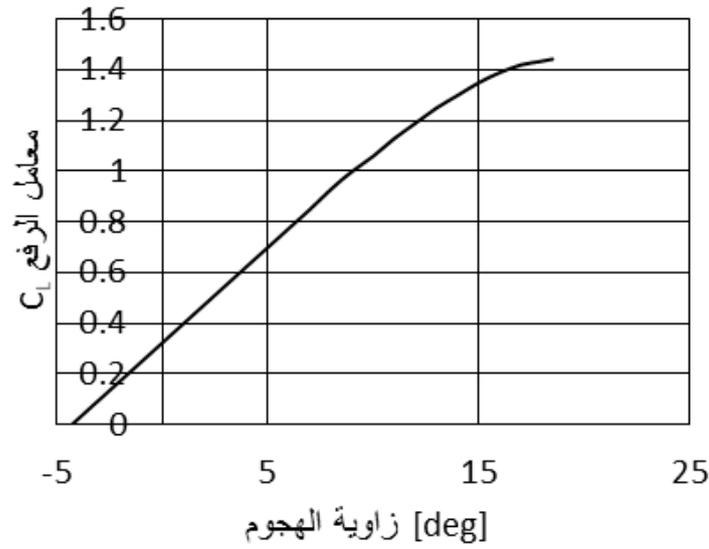
الجدول (1) المواصفات الأساسية للجناح المدروس:

القيمة	الرمز	الواحدة	الصفة
4415NACA		-	مقطع الجناح
1.27	C	[m]	وتر الجناح " الجذر يساوي الطرف"
7.6	L	[m]	باع الجناح
6	$AR=L^2/L * C$	-	نسبة التطاول

ويتطبيق الحسابات على الجناح وفق الطرق التالية :

#### 1- الطريقة التقليدية [4][5]:

من الأبعاد للجناح ومن المواصفات الأيروديناميكية للمقطع 4415 و باستخدام طريقة ROSKAM نحصل على المنحنى المبين بالشكل (14) الذي يمثل مواصفات الرفع للجناح :



الشكل (14) مواصفات الرفع للجناح وفق طريقة الحساب التقليدية

والقيم الأساسية والمميزة للمنحنى مبينة بالجدول (2).

الجدول (2) القيم الأساسية لمخطط الرفع للجناح :

زاوية الهجوم العظمى $\alpha_{max}[deg]$	معامل الرفع الاعظمى $C_{Lmax}$	زاوية نهاية المجال الخطي [deg]	زاوية الهجوم الصفيرية [deg]	معامل مشتق الرفع [1/rad]
17.35	1.443	8	-4.3	4.312

## 2- الطريقة الرقمية :

لنفس أبعاد الجناح والمقطع الأيروديناميكي و باستخدام برنامج نمذجة الجريانات Fluent تم الحساب عند زوايا هجوم محددة وكانت النتائج مبينة بالأشكال (15 - 16 - 17) كما يلي :

زاوية الهجوم  $\alpha = 0^\circ$  :

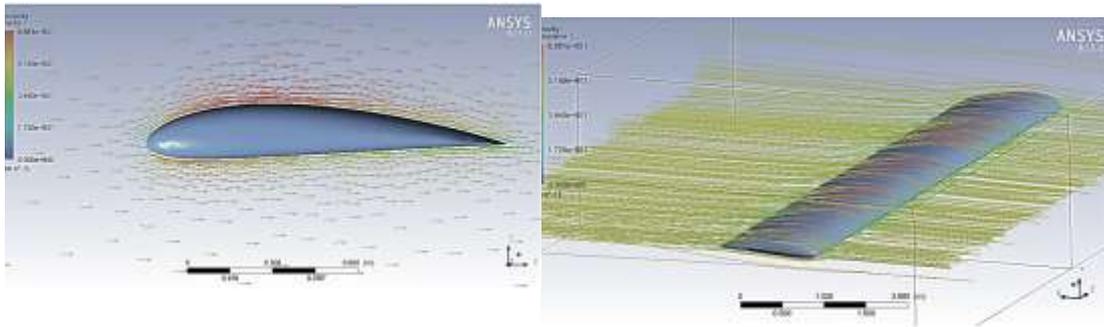
```

x-velocity y-velocity z-velocity energy k epsilon Cm-1 Cl-1 time/iter
:converged
5.3248e-06 2.3302e-06 2.3144e-06 1.8509e-16 7.2425e-04 2.0021e-04 -1.0213e-01 3.9159e-01 0:00:24 59

Cm-1 Cl-1
-1.0213e-01 3.9159e-01

```

الشكل (15-a) المعاملات " الرفع والعزم "



الشكل (C-15) توزيع السرعات على سطحي الجناح

الشكل (b-15) خطوط التيار الهوائي

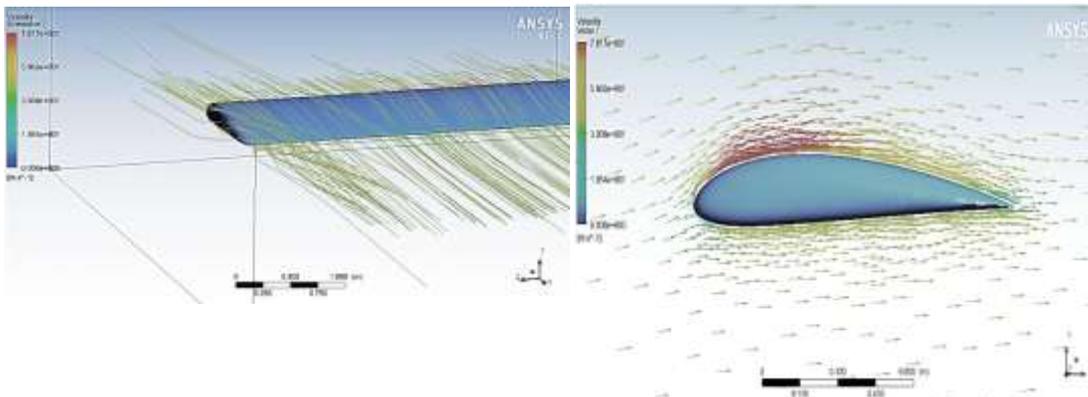
الشكل (15) النتائج وفق برنامج Fluent عند اوية هجوم 0 درجة

زاوية الهجوم  $\alpha = 5^\circ$  :

```
iter continuity x-velocity y-velocity z-velocity energy k epsilon Cn-1 Cl-1 time/iter
377 solution is converged
377 9.9966e-04 7.7337e-06 3.3371e-06 3.2193e-05 1.7033e-16 5.71 e-04 1.9297e-04 -1.0176e-01 8.2650e-01 0:16:54 123
```

Cn-1 Cl-1  
-1.0176e-01 8.2650e-01

الشكل (a-16) المعاملات " الرفع والعزم "



الشكل (c-16) خطوط التيار

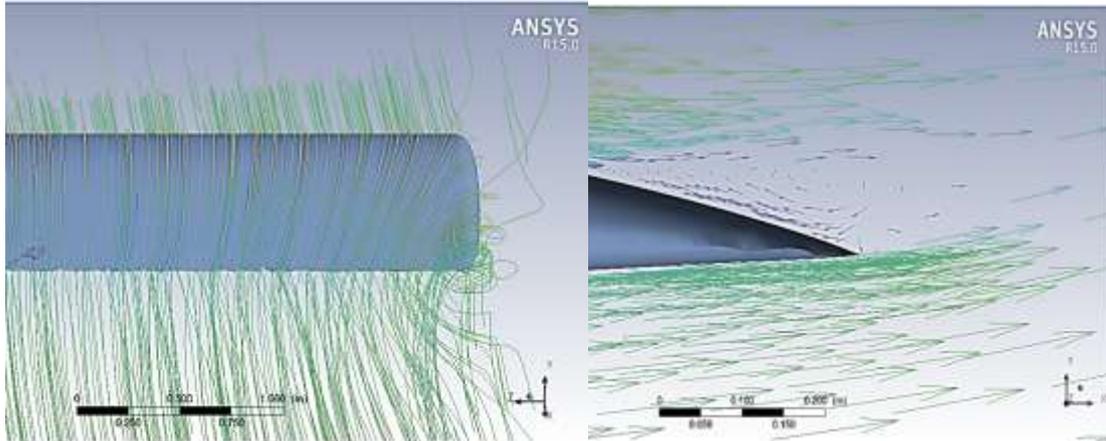
الشكل (b-16) حقل السرعة

الشكل (16) النتائج وفق برنامج Fluent عند اوية هجوم 5 درجة

زاوية الهجوم  $\alpha = 15^\circ$  :

x-velocity	y-velocity	z-velocity	energy	k	epsilon	Cn-1	Cl-1	time/iter
inverged								
1.6972e-06	7.1112e-06	4.5011e-06	1.6727e-16	8.3423e-04	5.3552e-04	-8.0965e-02	1.5123e+00	1:01:42 500
						Cn-1	Cl-1	
						-8.0965e-02	1.5123e+00	

الشكل (a-17) المعاملات " الرفع والعزم "



الشكل (a-17) حقل السرعة عند الحافة الخلفية للجناح الشكل (b-17) خطوط التيار

الشكل (17) النتائج وفق برنامج Fluent عند اوية هجوم 15 درجة

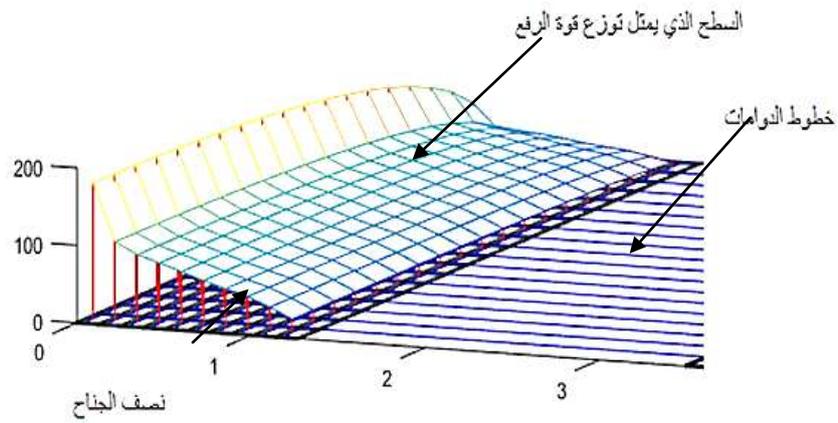
وكانت النتائج لكل الزوايا التي تم التطبيق عليها كما بالجدول (3).

الجدول (3) معاملات الرفع عند زوايا هجوم مختلفة وفق طريقة Fluent:

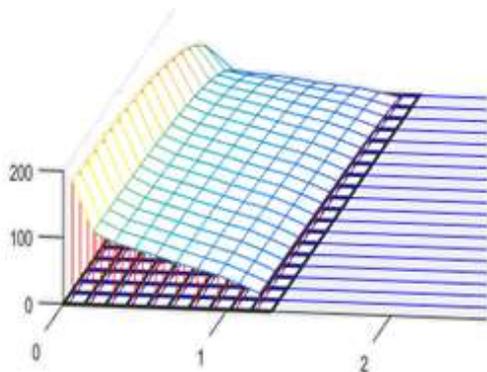
معامل الرفع	زاوية الهجوم [deg]
0.39159	0
0.65257	3
0.82650	5
1.083	8
1.2171	10
1.5123	15

### 3- الطريقة العددية [8] NUMERICAL VORTEX

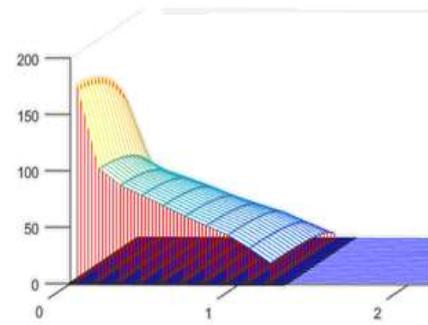
استخدام البرنامج المنفذ بطريقة الدوامات المتقطعة وتطبيقه على عدة زوايا هجوم و تظهر الشكل (18) شكل الخرج للبرنامج المنفذ وفق طريقة VORTEX والشكل (19) بعض النتائج لتطبيق البرنامج :



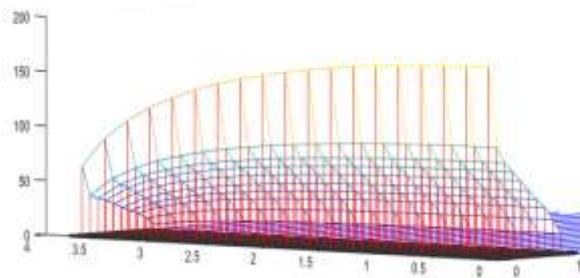
الشكل(18) تعريف بخرج البرنامج وعناصره



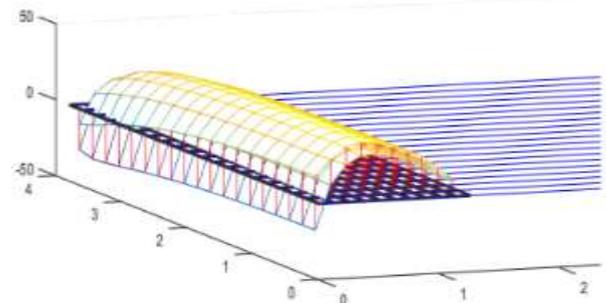
الشكل(19-b) السطح الذي يمثل تغير قوة الرفع تبعاً لوتر وباع الجناح



الشكل(19-a) توزيع قوة الرفع على نصف الجناح



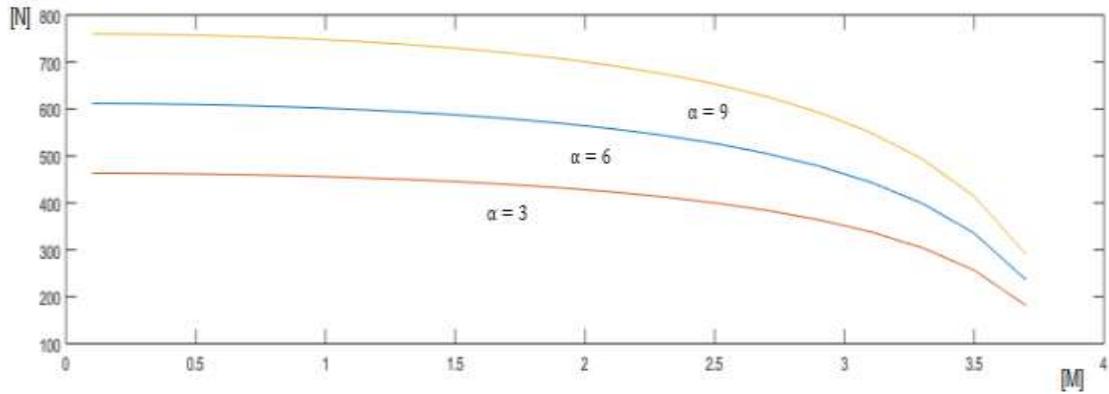
الشكل(19-d) توزيع قوة الرفع على طول الباع ووفق الوتر للجناح



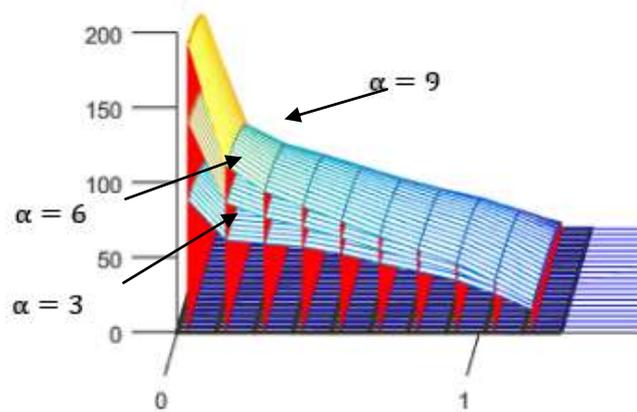
الشكل(19-c) توزيع قوة الرفع عند زوايا هجوم سالبة

الشكل (19) نتائج تطبيق برنامج السحاب وفق طريقة VORTEX

كما ويظهر الشكل (20) تغير مخطط توزيع قوة الرفع وذلك على سطح نصف الجناح بالكامل ، والتوزيع تبعاً لامتداد الجناح وذلك عند زوايا هجوم مختلفة:



الشكل (a-20) توزع قوة الرفع تبعاً لباع الجناح عند زوايا هجوم مختلفة

الشكل (b-20) تغير مخطط توزع قوة الرفع مع تغير زاوية الهجوم للجناح  
الشكل (20) تأثير تغير زاوية الهجوم على قيم وتوزع قوة الرفع على الجناح

ويتطبيق البرنامج عند زوايا هجوم مختلفة يكون معامل الرفع كما هو مبين بالجدول (4):

الجدول (4) معاملات الرفع عند زوايا هجوم مختلفة :

معامل الرفع	زاوية الهجوم [deg]
0.2588	-3
0.4085	-1
0.5583	1
0.708	3
0.8577	5
1.0074	7
1.0823	8
1.1572	9
1.232	10
1.3069	11
1.3817	12

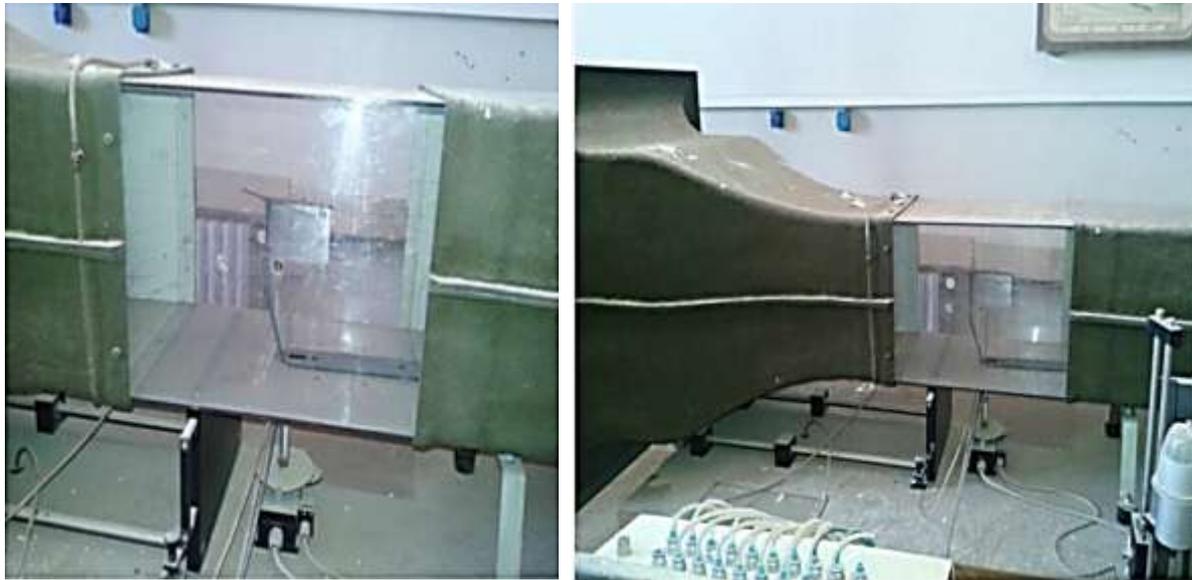
#### 4- التجربة العملية [5]:

تم اجراء تجربة ضمن النفق الهوائي الشكل (21):



الشكل (21) النفق الهوائي الذي تم اجراء التجربة فيه

وتم اجراء التجارب على نموذج جناح له نسبة تطاول  $AR=6$  ونفس مقطع الجناح مثبت في النفق الشكل (22):

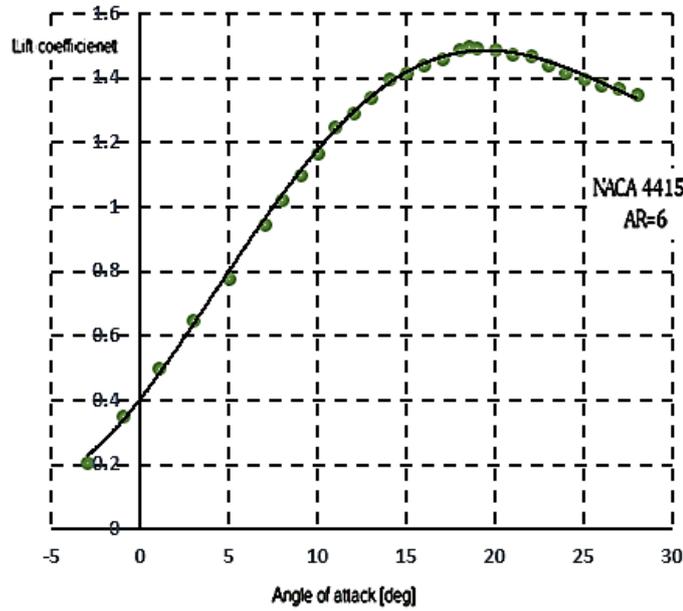


(ب)

(أ)

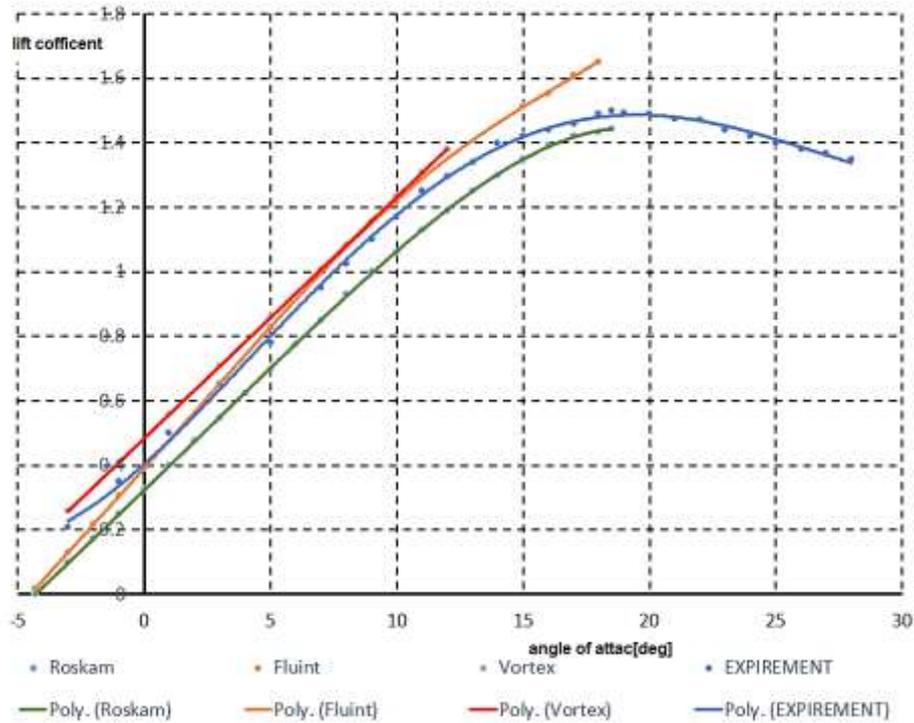
الشكل (22) الجناح ضمن النفق الهوائي

كانت النتائج مبينة بالشكل ( 23 ) :



الشكل (23) نتائج التجربة العملية ضمن نفق هوائي

وبإظهار النتائج التي تم الحصول عليها من الطرق المتبعة في تحديد معامل الرفع للجناح من خلال رسم مخططات معامل الرفع مع زاوية الهجوم كما بالشكل (24):



الشكل (24) نتائج العمل وفق الطرق المتبعة

من النتائج السابقة نلاحظ أن الطريقة المقترحة لحساب قوة الرفع على جناح تحقق دقة جيدة وذلك في المجال الخطي لتغير قوة الرفع مع تغير زاوية الهجوم، وهو المجال الأكثر استخداماً خلال الطيران حيث أن لها نفس الميل

بالمقارنة مع الطريقة التقليدية للحساب والنتائج الجريبية كذلك ، ولكن هي أقرب للنتائج التجريبية من الطرق التقليدية ( ROSKAM-DATCOM ) ، وتمتاز بأنها أسرع بالحصول على النتائج من طرق النمذجة مثال FLUENT

### الاستنتاجات والتوصيات:

مما سبق يمكن القول أننا تمكنا من انتاج طريقة حاسوبية لحساب ورسم توزيع قوة الرفع على الجناح وذلك بالاعتماد على طريقة ونظرية الدوامات، ويمتاز هذا البرنامج بإمكانية الأخذ بعين الاعتبار شكل مقطع الجناح وتأثيره، وسرعة وارتفاع الطيران، كما ويمكن تغيير أبعاد الجناح المدروس.

وتم مقارنة نتائج البرنامج مع طرق أخرى معتمدة في حساب قوة الرفع وتقدير المشتقات للأجنحة وقد تبين أن النتائج وفق البرنامج المنفذ كانت أقرب لنتائج التجارب العملية ضمن النفق الهوائي وذلك ضمن المجال الخطي لتغير معامل قوة الرفع مع تغير زاوية الهجوم وميل هذا المنحني مطابق لميل المنحني وفق الطريقة التقليدية. كما ويمتاز هذا البرنامج بالسرعة في الحساب أكثر منه للطرق العديدة الأخرى .

مما سبق يمكن القول أنه تم انتاج نموذج رياضي لحساب وتحديد توزيع قوة الرفع على الجناح وهذا النموذج بسيط لكنه دقيق ويمكن استخدامه بثوقية للحساب وذلك ضمن المجال الخطي لتغير معامل قوة الرفع مع تغير زاوية الهجوم كما ويمكن تطوير البرنامج لحساب تأثير تحريك أسطح القيادة والقلابات على تغير المنحني وحساب المشتقات والعمل على دراسة ونمذجة المرحلة اللاخطية من المنحني لكي يكون البرنامج شامل لكامل المجال.

### المراجع

- [1] HOUGHTON, E.L. CARPENTER, P.W. Aerodynamics for Engineering Students. 6th ed, Elsevier, 2013.
- [2] KATAZ, J. PLOTKIN, A. Low-Speed Aerodynamics. McGraw-Hill Books Co, 1991.
- [3] KOLESNIKOV, G.A. Aerodynamics of Flight Vehicles. Moscow, Mashinostroenie, 1993.
- [4] MONDHER, Y. Generalized Vortex Lattice Method for Predicting Characteristics of Wings with Flap and Aileron Deflection. International Journal of Mechanical, Vol:8, 2014.
- [5] STEFANOVIĆ, Z., KOSTIĆ, I. KOSTIĆ, O. Efficient Evaluation of Preliminary Aerodynamic Characteristics of Light Trainer Aircraft. Engineering Review, Vol. 32, 2012, 49-56.
- [6] KOSTIĆ, I. STEFANOVIĆ, Z. Aerodynamic Analysis of a Light Aircraft at Different Design Stages, U.S.A, 2005, 743.
- [7] Roskam, J. Methods for Estimating Stability Derivatives of Conventional Subsonic Aircraft, 1971, 864.
- [8] ALSHEBEL, A. Aeroelastic Models for Load Calculation & Aircraft Structure Optimization, PHD Thesis, Moscow State Aviation Institute, 2003.