

## دراسة أهم المتغيرات الأيرودينامية لطائرة ذات سرعة تحت صوتية باستخدام برنامج AAA

Dr. Asaad T. Al-Omran  
Assistance Prof.  
Technical College  
Baghdad - Iraq

Dr. Sattar J. Habeeb  
Lecture  
Mechanical Engineering Dept.  
University of Technology

Israa Yheaa Daood  
Assistance Lecture  
Mechanical Engineering Dept.  
University of Technology

### الخلاصة

الدراسة توضح أهم المتغيرات الأيرودينامية لطائرة ذات سرعة تحت صوتية باستخدام برنامج AAA بالإضافة إلى استعراض شامل لبعض المعادلات التجريبية والرياضية الخاصة في عملية التحليل. الدراسة تمت في مرحلة التحليق للطائرة بسبب أهمية هذه المرحلة، فترة بقاء الطائرة فيها تكون كبيرة مقارنة مع الإقلاع، التسلق، الانحدار، والهبوط حيث تخضع عملية التحليل هذه إلى العديد من الحالات التكرارية المستمرة إلى أن نصل إلى الحل الدقيق. أهم المتغيرات المدروسة كانت توزيع معاملات الرفع، الكبح، العزم على أسطح الرفع المتمثلة بالجنح والذنب الأفقي، بالإضافة إلى دراسة تأثير سقف الطيران، سرعة الطائرة، النسب الباعية لأسطح الرفع على منحنى الرفع. أخيراً تم دراسة شكل العلاقة بين معامل الرفع، معامل الكبح عند قيم رقم ماخ مختلفة. النتائج أظهرت أن زيادة مستوى الطيران، معامل الحمل، النسبة الباعية لأسطح الرفع يؤدي إلى زيادة قيم معامل الرفع بينما يحدث العكس في حالة زيادة سرعة الطائرة.

### STUDY OF IMPORTANT VARIABLES OF AERODYNAMICS FOR SUBSONIC AIRCRAFT USING ADVANCED AIRCRAFT ANALYSIS SOFTWARE

#### ABSTRACT

This study presents the important variables of aerodynamics of subsonic aircraft using AAA software, moreover to comprehensive preview of some imperical and mathematical equations where needs in this analysis process. Cruise mission chose for this study comparing with another mission of flight such as Take-off, Climb, Dive & Descent, and Landing according to important of the mission and cruise mission has large rung during the flight mission. These analyses of process submit to more and complex iteration process until we access to correct solution. Lift, drag, and moment coefficients along the lift surfaces such as wing, and horizontal tail were showed. Also this paper explain the effect of flight level, aircraft speed, aspect ratio of lift surfaces on lift curve. Results show that, increase the value of altitude, load factor,

aspect ratio leads to increase the value of lift coefficient and decrease the airplane velocity.

**KEYWORDS: Aerodynamics, Aircraft Design, Lift and Drag.**

### قائمة الرموز

الرمز	المعنى	الوحدة
$A$	النسبة الباعية	-----
AAA	Advanced Aircraft Analysis Software	-----
$c_t$	طول وتر الطرف للجناح	$m$
$C_L$	معامل الرفع	-----
$C_{L\alpha}$	ميل منحنى الرفع	$(1/rad)$
$C_D$	معامل الكبح	-----
$C_M$	معامل العزم	-----
-- $c_w$	متوسط الوتر الهندسي للجناح	$m$
$D$	قوة الكبح	$N$
$K_{\lambda x}$	معامل نسبة الأستدقاق	-----
H	سقف الطيران	$m$
$L$	قوة الرفع	$N$
$l_h$	المسافة باتجاه x بين المركز الأيرودينامي للذنب الافقي ومركز ثقل الطائرة	$m$
$L_c$	المسافة باتجاه x بين المركز الأيرودينامي للجناح الأمامي (canard) ومركز ثقل الطائرة	$m$
$M$	عدد ماخ	-----
$n$	معامل الحمل	$N/m^2$
-- $q_1$	الضغط الدينامي	$N/m^2$
$Re$	عدد رينولدز	-----
$S_w$	مساحة الجناح	$m^2$



-----	نسبة سمك مقطع الجناح الى الوتر الايرودينامي	( $t/c$ )
$m/sec$	سرعة التيار الحر	$u_1$
$km/hr$	سرعة الطائرة	U
$km/hr$	سرعة الأنهواء	$V_s$
$kN$	وزن الطائرة	$W$
$kN$	وزن الطائرة عند الإقلاع	$W_{TO}$
<b>Greek symbol</b>		
$deg.$	زاوية الهجوم	$\alpha$
$kg./m.sec$	لزوجة الهواء	$\mu$
$kg/m^3$	كثافة الهواء	$\rho$
<b>Greek symbol</b>		
$deg.$	زاوية انحراف الرافعة	$\delta_e$
-----	نسبة الاستدقاق	$\lambda$
$deg.$	زاوية الامتداد (التراجع) عند خط ربع الوتر	$\Lambda_{c/4}$
<b>Subscript</b>		
	بدون تأثير القلب	$clean$
	الذنب الأفقي	$h$
	طفيلي	$i$
	أقصى	$max$
	طرف الجناح	$t$
	جذر الجناح	$r$
	الجناح	$w$
	زاوية هجوم صفر أو المحتث	$o$
	الذنب العمودي	$v$
	الحالة المستقرة	$l$
	تأثير زاوية انحراف الرافعة	$\delta_e$

### المقدمة

أن الطائرة بوصفها جسما مرنا أثقل من الهواء يطير خلال المجال الجوي (Airspace) تطير على امتداد مسارات (Paths) تحدد بواسطة خواص القصور الذاتي للطائرة , قوة الجاذبية الأرضية وقوة الدفع التي تولدها محطة قدرتها. القوى الأيرودينامية والعزوم التي تتولد عليها بسبب رد الفعل الخاص بين الطائرة والهواء التي تتحرك خلاله تعتمد هذه القوى والعزوم المتولدة, على سرعة الطائرة, كثافة الهواء الذي تطير خلاله, الشكل الهندسي لها وأخيرا

الزاوية التي تكونها الطائرة مع الريح النسبي [Perkins, 1976]. لذلك يجب معرفة هذه القوى وكيفية توزيعها على الطائرة وشكل تغيرها المستمر أثناء مراحل الطيران المختلفة.

### مواصفات الطائرة المدروسة

لدراسة عملية تحليل العوامل الأيرودينامية للطائرة تم اختيار طائرة ذات سرعة تحت صوتية من أجل إجراء تحليل شامل لها لمعرفة أهم المتغيرات الأيرودينامية المؤثرة على الطائرة طبقاً إلى علاقات ومعادلات تجريبية لشركات طيران متقدمة في هذا المجال. الطائرة المستخدمة تحت صوتية ذات مقعد واحد تسمى ( Single seat subsonic aerobatic Hombuilt ) ذات بيانات تصميمه تتمثل بمحرك مكبسي ( Piston engine ) ذا قدرة ( 150 hp ) وسرعة دورانية ( 2700 r.p.m ) وطول ( 76.2cm ) , عرض ( 81.28cm ) وارتفاع ( 58.42cm ). عملية التحليل والدراسة تمت باستخدام برنامج .AAA

### دينامية الهواء

تعتبر الطائرة بجميع أجزائها كنقطة في الفضاء وهذه النقطة يتركز فيها مركز ثقل الطائرة والمركز الأيرودينامي وبذلك يمكن تمثيل القوى المؤثرة عليها كما بالشكل (1) والتي هي [Clancy, 1975]:

I. محصلة القوى الأيرودينامية ويرمز لها بالرمز (R)

II. قوة دفع محركات الطائرة ويرمز لها بالرمز (T)

III. وزن الطائرة ويرمز لها بالرمز (W)

حيث يمكن تحليل القوى الدينامية إلى مركبتين هما:

□ قوة الرفع (lift force) ويرمز لها بالرمز (L) وهي القوة العمودية على محصلة سرعة الطائرة (V) .

□ قوة الكبح (Drag force) والتي يرمز لها بالرمز (D) وهي القوة التي تؤثر بشكل معاكس وموازي لمحصلة السرعة (V) .

عندما تكون ظروف الطيران بشكل يجعل من قوة الرفع مساوية إلى قوة الوزن فان الطائرة سوف تطير بارتفاع ثابت وهذا يسمى بالطيران الأفقي المستقيم (Straight level flight), وعندما تزيد قوة الرفع عن قيمة وزن الطائرة فان الطائرة تتجه إلى الأعلى بسلوك طيران التسلق (Climbing flight) وبالعكس في حالة زيادة قوة الوزن عن قوة الرفع فان الطائرة تتجه نحو الأسفل بسلوك طيران الانحدار (Descending

(flight) , أما في حالة تساوي قوتي الدفع والكبح فان طيران الطائرة يعرف بالطيران المستقر (Steady flight) , وعندما تزداد قوة الدفع على قوة الكبح فان الطيران يعرف بطيران التعجيل (Accelerated flight) وبنفس المفهوم فان الاستدارة إلى اليمين واليسار من جراء عدم الاتزان وتساوي القوى المؤثرة على الطائرة في هذه المستويات سيؤدي إلى حدوث طيران الاستدارة (Turning flight). بعض المعاملات المهمة يمكن توضيحها أدناه:

• أقصى معامل رفع للمطيار (Max. lift coefficient of airfoil)

معامل الرفع بصورة عامة سواء كان محسوب عند مقطعي الطرف أو الجذر فانه هو دالة لمتغيرات كثيرة أهمها عدد رينولدز , نسبة سمك مقطع الجناح إلى الوتر ومواصفات المطيار , كما مبين أدناه [Roskam, part I, 2003]:

$$C_{L_{max}} = f(Re, t/c, airfoil) \quad \dots\dots(1)$$

أما قيمة عدد رينولدز عند قمة الوتر الايرودينامي فتكون:

$$Re_t = \frac{\rho \cdot V_s \cdot c_t}{\mu} \quad \dots\dots(2)$$

حيث أن  $V_s$  تمثل سرعة الأنهواء (Stall speed) والتي تحسب بالشكل التالي:

$$V_s = \sqrt{\frac{W_{TO}}{0.5 \cdot \rho \cdot C_{L_{max_{clean}}}}} \quad \dots\dots(3)$$

• معامل الرفع الأقصى (Max. Lift coefficient)

المعادلات أدناه مطبقة على أسطح الرفع (الجناح, الذنب الأفقي) لإيجاد أقصى معامل رفع على تلك الأسطح بدون تأثير القلاب (flap) وكما يلي:

$$C_{L_{max_{x-clean}}} = k_{\lambda_x} \cdot \frac{\cos \Lambda_c / 4_x \cdot (C_{L_{max_{xr}}} + C_{L_{max_{xt}}})}{2} \quad \dots\dots(4)$$

حيث أن  $k_{\lambda_x}$  يمثل معامل نسبة الأستدقاق (Taper ratio factor) كما موضح أدناه:

$$k_{\lambda_x} = -0.117 \cdot \lambda_x + 0.997 \quad \dots\dots(5)$$

كما أن أقصى رفع للجناح بدون تأثير القلاب (Flap) يحدد أقصى معامل رفع نقي للطائرة بالشرط التالي:

$$\left| \frac{C_{L_{max_{w-clean}}} - C_{L_{max_{clean}}}}{f_{couple}} \right| < 0.05 \quad \dots\dots(6)$$

حيث أن:

$$\frac{C_{L_{\max w-clean}}}{f_{couple}} > C_{L_{\max clean}}$$

$$IF \frac{l_h}{c\bar{w}} \text{ or } \frac{l_c}{c\bar{w}} > 5.0 \Rightarrow f_{couple} = 1.05$$

$$\frac{l_h}{c\bar{w}} \text{ or } \frac{l_c}{c\bar{w}} < 3.0 \Rightarrow f_{couple} = 1.10$$

أن الشرط الموضح أعلاه إذا لم يتحقق يجب إعادة التصميم الخاص بالجنح عن طريق اختيار مقطع مطيّار جديد إلى أن يتحقق هذا الشرط من أجل الاستمرار بالعملية التصميمية.

### • رفع الطائرة الكلي (Total airplane lift)

قيمة عدد ماخ لحالة الطيران المستقر يمكن إيجاده من البيانات المتوفرة لحالة الطيران،

كما أن قيمة الضغط الدينامي (Dynamic pressure) يحسب من العلاقة التالية:

$$\bar{q}_1 = 0.5 \cdot \rho_{air} \cdot u_1^2 \quad \dots\dots(7)$$

أن قيمة معامل الرفع لحالة الطيران هذه يتم إيجاده بالشكل التالي:

$$C_{L_1} = \frac{n \cdot W_{current}}{\bar{q}_1 \cdot S_w} \quad \dots\dots(8)$$

كما أن قيمة زاوية الهجوم (Angle of attack  $\alpha$ ) تعتمد على معاملات الرفع الناتجة من حركة أسطح الرفع كما موضح أدناه:

$$\alpha = \frac{1}{C_{L\alpha}} (C_{L_1} - C_{L_0} - C_{L_{ih}} \cdot ih - C_{L_{\delta e}} \cdot \delta e) \quad \dots\dots(9)$$

حيث أن في بداية العمليات الحسابية يتم فرض ميلان كل أسطح السيطرة صفراً، وبذلك فإن زاوية الهجوم في حالة الرفع الصفري (Airplane zero lift angle of attack) تكون:

$$\alpha_o = \alpha - \frac{C_{L_1}}{C_{L\alpha}} \quad \dots\dots(10)$$

### • معامل الرفع (Lift coefficient)

تم دراسة معامل الرفع على كل أسطح الرفع المتمثلة بالجنح، الذنب الأفقي والعمودي من أجل معرفة توزيعه على تلك الأسطح ولكي نجد هذا التوزيع يجب أن نجد أولاً معامل الرفع لمقطع المطيّار ( $C_{L_{airfoil}}$ )، ثم معامل الرفع للسطح ( $C_{L_{surface}}$ ) وأخيراً إيجاد توزيع معامل الرفع على طول السطح.

من أجل إيجاد معامل الرفع للمطيّار لكل سطح رفع يجب إدخال بعض البيانات إلى برنامج (AAA) متمثل بنسبة السمك إلى الوتر الخاصة بالمطيّار عند كل من الجذر والرأس التي يمكن أن نستخرجها من مواصفات المطيّار القياسية بالإضافة إلى إدخال قيمة معامل الرفع النقي ( $C_{L_{clean}}$ ) إلى البرنامج وبذلك يمكننا إيجاد سرعة الأنهواء لكل سطح ورقم رينولدز عند الجذر والرأس للسطح بالإضافة إلى حساب أعلى معامل رفع. بعد ذلك يتم

حساب أقصى معامل رفع نقى ( $C_{Lmaxclean}$ ) لكل من سطح الرفع وزاوية الهجوم. أخيراً يتم حساب توزيع معامل الرفع على طول أسطح الرفع (الجناح, الذنب الأفقي) كما واضح في فصل النتائج حيث يتم ذلك بعد إدخال قيم كل من ( $C_{Lw}, C_{Lh}, C_{Yv}$ ) المستخرجة من مشتقات الاستقرار والسيطرة.

### • معاملات الكبح (Drag coefficients)

أن تخمين قوة الكبح التجريبي للطائرات يكون مهماً للمصمم لحساب مفردات الأداء من الانطلاق العالي, المدى, معدل التسلق, ويمكن ان ينجز تخمين قوة الكبح هذه بواسطة طرق عديدة ومختلفة تعتمد على مرحلة تطور الطائرة. أن المرحلة الأولى في تخمين قوة الكبح للطائرة, في الجريان الأنضغاطي يمكن أن تجري بواسطة جمع قوى الكبح المنفصلة لمكونات الطائرة, ويطلق على هذه الطريقة الشائعة بطريقة تجزئة قوة الكبح, وتتخذ بنظر الاعتبار أولاً الميزة الأساسية لمعادلة قوة الكبح. أن التحليل الذي اجري لقطبي قوة الكبح يشير إلى أن منحنى معامل قوة الكبح المرسوم ضد معامل الرفع يكون تقريباً على شكل قطع مكافئ (Parabolic) كما يظهر أن معامل الكبح للطائرة يساوي حاصل جمع معاملي قوتي الكبح المحتث والطفيلي وكما موضح أدناه [Roskam, part II, 2003]:

$$C_D = C_{D_o} + C_{D_i} \quad \dots\dots(11)$$

أهم معاملات الكبح المدروسة لأجزاء الطائرة ذات السرعة تحت الصوتية هي معامل الكبح الناتج من الجناح, المقصورة, جسم الطائرة, الذنب الأفقي والعمودي, تأثير حاجز الريح, تأثير العجلات, وأخيراً معامل الكبح الناتج من الرفاس. لذلك من اجل حساب معامل الكبح الكلي للطائرة ( $C_D$ ) يجب أولاً حساب معاملات الكبح لأجزاء الطائرة المتمثلة بالجناح, الذنب الأفقي, الذنب العمودي, جسم الطائرة, المقصورة, العجلات, والرفاس.

### • توزيع العزم (Moment distribution)

بالإضافة إلى البيانات السابقة المستخرجة يتم إدخال بعض البيانات الضرورية إلى برنامج (AAA) من اجل حساب توزيع العزم على تلك الأسطح ومن أهم تلك البيانات قيمة النسبة بين متوسط الوتر الايرودينامي والوتر عند كل من الجذر والرأس لسطح الرفع.

## النتائج

في هذا البند تم دراسة العديد من المتغيرات المؤثرة على قيم معامل الرفع, معامل الكبح, ومعامل العزم المتولد على أسطح الرفع الرئيسية المتمثلة بالجناح والذنب الأفقي بالإضافة إلى دراسة متغيرات أخرى موضحة أدناه:

▪ تأثير تغير مستوي الطيران على العلاقة بين معامل الرفع وزاوية الهجوم.

**الشكل (2)** يوضح العلاقة بين معامل الرفع وزاوية الهجوم لحالات مختلفة من مستويات الطيران متمثلة بالارتفاعات ( $H=2.438, 5, \text{ and } 7.5 \text{ km}$ ) فيلاحظ أن قيمة معامل الرفع تزداد مع زيادة قيمة مستوي الطيران بثبوت قيمة زاوية الهجوم نتيجة زيادة الانخفاض بقيمة الكثافة مع زيادة مستوي الطيران, حيث يلاحظ أن عند مستوي طيران ( $H=7.5\text{km}$ ) زيادة قيمة معامل الرفع مقارنة مع المستويات الأخرى بالإضافة إلى زيادة قيمة زاوية الهجوم قبل ان يصل المنحني إلى حالة الأنهواء.

▪ تأثير تغير معامل الحمل على العلاقة بين معامل الرفع وزاوية الهجوم.

**الشكل (3)** يوضح العلاقة بين معامل الرفع وزاوية الهجوم لحالات مختلفة من قيم معامل الحمل ( $n = L/W = 1, 3, 4$ ) فيلاحظ زيادة قيم معامل الرفع مع زيادة قيمة معامل الحمل بثبوت زاوية الهجوم حيث يعود تفسير ذلك إلى أن زيادة قيمة معامل الحمل تؤدي إلى زيادة قيمة قوة الرفع ومن ثم إلى زيادة قيمة معامل الرفع.

▪ تأثير تغير سرعة الطائرة على العلاقة بين معامل الرفع وزاوية الهجوم.

**الشكل (4)** يوضح العلاقة بين معامل الرفع وزاوية الهجوم لحالات مختلفة من قيم سرعة الطيران ( $U=180, 212, \text{ and } 250 \text{ km/h}$ ) فيلاحظ أن زيادة سرعة الطائرة يؤدي إلى انخفاض قيمة معامل الرفع بثبوت زاوية الهجوم وهذا واضح من العلاقة العكسية بين سرعة الطيران ومعامل الرفع, بالإضافة إلى أن زيادة سرعة الطيران تؤدي إلى الوصول إلى حالة الأنهواء عند قيم زوايا هجوم أقل.

▪ تأثير تغير النسب الباعية لأسطح الرفع على منحنى الرفع.

**الشكل (5)** يوضح العلاقة بين معامل الرفع وزاوية الهجوم لحالات مختلفة التطبيقات حيث تم اخذ ثلاث حالات للدراسة يتم فيها تغيير قيمة النسب الباعية لأسطح الرفع المتمثلة بالجنح, الذنب الأفقي, والذنب العمودي وتأثير ذلك على شكل منحنى الرفع فيلاحظ أن زيادة النسبة الباعية يؤدي ذلك إلى ارتفاع منحنى الرفع نحو الأعلى مع انخفاض قيمة زاوية الهجوم عند تلك الحالة.

▪ توزيع معامل الرفع (Lift coefficient distribution)

**الشكل (6)** يوضح توزيع معامل الرفع على طول الجناح, حيث يبين بعض المواصفات الخاصة بالجناح من مساحة, نسبة باعية, زاوية استدقاق, وقيم معامل الرفع عند جذر وراس

المطيار بالإضافة إلى قيمة رقم ماخ عند الحالة المدروسة. يمثل المنحني توزيع الرفع على طول الجناح وان هذه القيم لمعامل الرفع ما هي ألا محصلة رفع المطيار ( Airfoil lift) الموضح بالشكل بالإضافة إلى رفع الجناح الطبيعي (Basic lift) ورفع الجناح المضاف (Additional lift). توزيع قيم معامل الرفع الكلي (Total lift) على طول الجناح (Spanwise station) يكون أعلى ما يمكن عند المنطقة المحصورة بين (60-70%) من طول الجناح حيث يلاحظ أن قيمة معامل الرفع تبدأ بالزيادة تدريجياً إلى ان تصل إلى أقصى قيمة لها ثم تبدأ بالانخفاض إلى أن تصل إلى نهاية الجناح.

أما الشكل (7) فيوضح توزيع معامل الرفع على طول الذنب الأفقي حيث يلاحظ أن قيم معامل الرفع الكلي على طول الذنب الأفقي تكون سالبة حيث يبدأ المنحني من قيمة صغيرة عند الجذر ثم يزداد زيادة ضئيلة إلى أن يقل الرفع بصورة كبيرة عند راس الذنب الأفقي مع ملاحظة أن قيم معامل الرفع ذات إشارة سالبة نتيجة أن قيم الرفع المتولدة على طول الذنب الأفقي تكون ذات إشارة سالبة طبقاً للبيانات المستخدمة في حالة التصميم المدروسة حيث يساعد ذلك على موازنة الطائرة والوصول إلى حالة الاستقرار.

#### ▪ توزيع معامل الكبح (Drag coefficient distribution)

الشكل (8) يوضح توزيع معامل الكبح على طول الجناح فيلاحظ ان المنحني يبدأ عند قيمة  $(C_D=0.075)$  عند جذر الجناح ثم يبدأ بالزيادة إلى أن يصل أقصى قيمة له  $(C_D=0.095)$  عند نسبة (60%) من طول الجناح, بعد ذلك يبدأ المنحني بالانخفاض إلى أن يصل إلى قيمة  $(C_D=0.013)$  عند راس الجناح. أما الشكل (9) فيوضح توزيع معامل الكبح على طول الذنب الأفقي حيث يلاحظ ثبوت قيمته تقريباً لتساوي  $(C_D=0.098)$  عند كل من جذر وراس الذنب الأفقي وزيادتها إلى  $(C_D=0.1)$  عند المنطقة المحصورة بين (60-70%) من طول الذنب الأفقي.

#### ▪ توزيع معامل العزم (Moment coefficient distribution)

الشكل (10) يوضح توزيع العزم على طول الجناح حيث ان القوى المتولدة على الجناح سوف تؤدي إلى توليد عزوم مختلفة مؤثرة على الجناح عند مواقع مختلفة حيث أن هذا ينطبق على جميع أسطح الرفع. حيث يلاحظ أن المنحني يبدأ عند جذر الجناح بقيمة  $(C_M=-0.9)$  ثم يبدأ المنحني بالانخفاض إلى أن يصل اقل قيمة له  $(C_M=-1.85)$  عند (80-90%) من طول الجناح ثم بعد ذلك تبدأ قيم معامل العزم بالزيادة إلى أن تصل  $(C_M=-0.8)$  عند راس الجناح. قيم توزيع العزم على الجناح يكون ذا قيم سالبة وذلك لمعادلة العزوم

الخارجية المؤثرة على الطائرة حيث تقوم الطائرة بتوليد عزم سالب عكس العزوم المؤثرة ليرجع الجناح إلى وضعه الطبيعي [Ramyer, 1992].

أما الشكل (11) فيوضح توزيع معامل العزم على طول الذنب الأفقي حيث أن قيمة معامل العزم تبدأ بقيمة تساوي ( $C_M=0.5$ ) عند جذر الذنب الأفقي ثم يبدأ المنحني بالزيادة إلى أن يصل أقصى قيمة له تساوي ( $C_M=1.1$ ) عند نسبة (80-85%) من طول الذنب الأفقي، بعد ذلك يبدأ المنحني بالانخفاض إلى أن يصل لقيمة ( $C_M=0.31$ ) عند طرف الذنب الأفقي.

#### ▪ تأثير تغيير رقم ماخ على العلاقة بين معامل الرفع ومعامل الكبح

الشكل (12) يوضح العلاقة بين معامل الرفع ومعامل الكبح لقيم مختلفة من رقم ماخ لحالات ( $M=0.1, 0.2, \text{ and } 0.3$ ) لجريان تحت صوتي فيلاحظ أن المنحني يكون على شكل قطع ناقص مع ملاحظة أن زيادة قيم رقم ماخ يؤدي إلى تقليل قيمة معامل الكبح بثبوت قيمة معامل الرفع حيث يؤدي هذا إلى تزييف المنحني نحو نقطة الأصل، أما في حالة زيادة قيمة رقم ماخ بثبوت قيمة معامل الكبح يؤدي هذا إلى زيادة قيمة معامل الرفع تدريجياً بالإضافة إلى اتساع مدى المنحني نحو الأعلى.

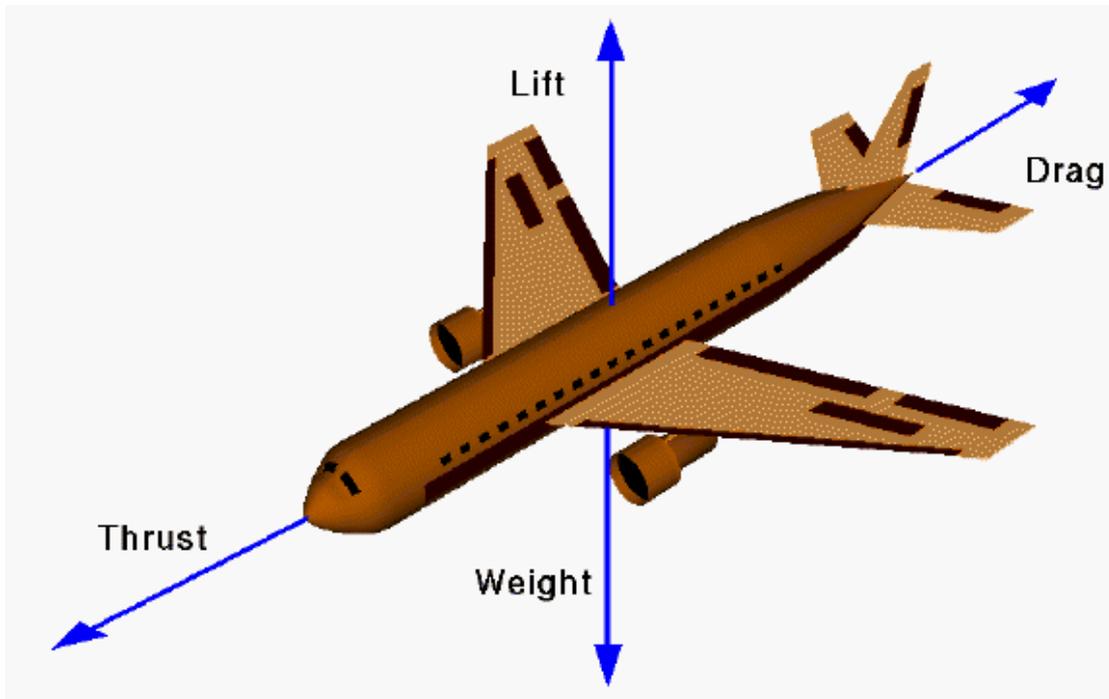
#### ▪ تأثير تغيير قيمة معامل الرفع على العلاقة بين معامل الكبح ورقم ماخ

الشكل (13) يوضح العلاقة بين معامل الكبح ورقم ماخ عند حالات مختلفة من قيم معامل الرفع ( $C_L=0.5, 1.0, \text{ and } 1.5$ ) فيلاحظ أن نوع العلاقة تكون على شكل عكسي أي أن زيادة قيمة رقم ماخ بثبوت معامل الرفع يؤدي إلى انخفاض قيمة معامل الكبح إلى أن تصبح ثابتة تقريباً عند قيم لرقم ماخ أكبر من (0.28) أما في حالة زيادة معامل الرفع يؤدي ذلك إلى زيادة قيمة معامل الكبح بثبوت رقم ماخ، بينما يؤدي زيادة قيمة معامل الرفع إلى زيادة قيمة رقم ماخ بثبوت قيمة معامل الكبح.

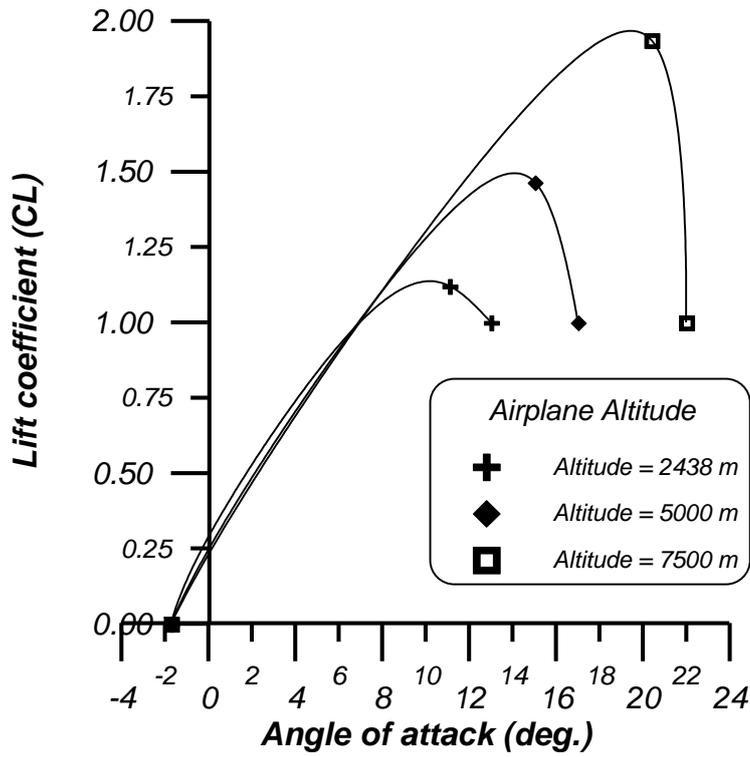
### الاستنتاجات

من خلال داسة وتحليل النتائج التي تم الحصول عليها من عملية التحليل الشاملة للطائرة المصممة ذات المقعد الواحد والسرعة تحت الصوتية تم التوصل إلى الاستنتاجات التالية:  
I. تم استنتاج أن زيادة مستوي الطيران، معامل الحمل، النسبة الباعية لأسطح الرفع يؤدي إلى ارتفاع منحني الرفع إلى الأعلى وزيادة قيم معامل الرفع بينما يحدث العكس في حالة زيادة سرعة الطائرة.

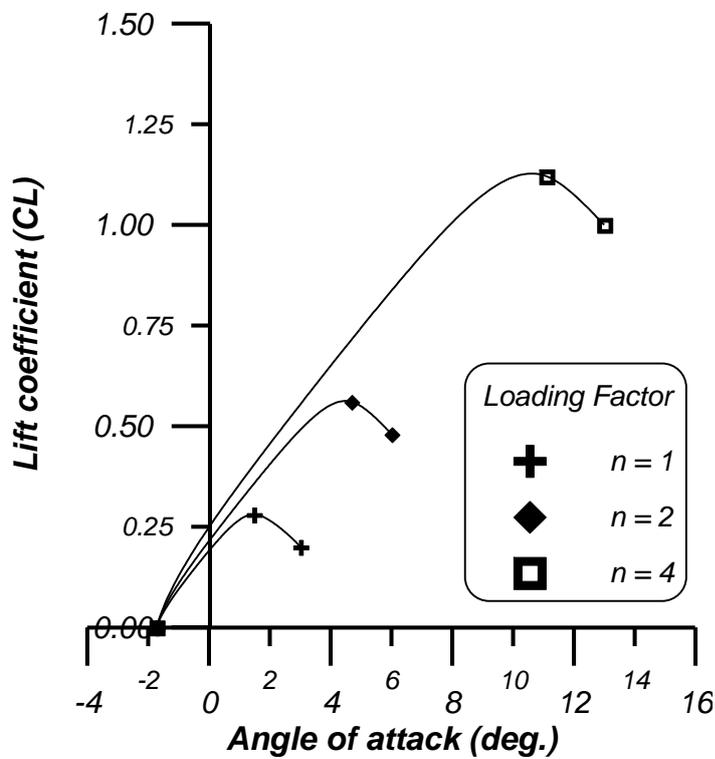
- .II من النتائج نلاحظ توافق النتائج الخاصة بتوزيع كل من معامل الرفع, معامل الكبح, ومعامل العزم على أسطح الرفع (Wing, Horizontal tail, Vertical tail) مع التصرف الحقيقي للجريان فوق هذه الأسطح.
- .III أن تأثير قيم رقم ماخ على منحنى معامل الرفع والكبح موضحة من خلال النتائج فيلاحظ أن زيادة قيم رقم ماخ تؤدي إلى تقليل قيم معامل الكبح بثبوت قيم معامل الرفع وهذا يؤدي إلى ترحيف المنحنى نحو نقطة الأصل, بينما أن زيادة قيم معامل الرفع على منحنى معامل الكبح ورقم ماخ تؤدي إلى زيادة قيم معامل الكبح بثبوت رقم ماخ.



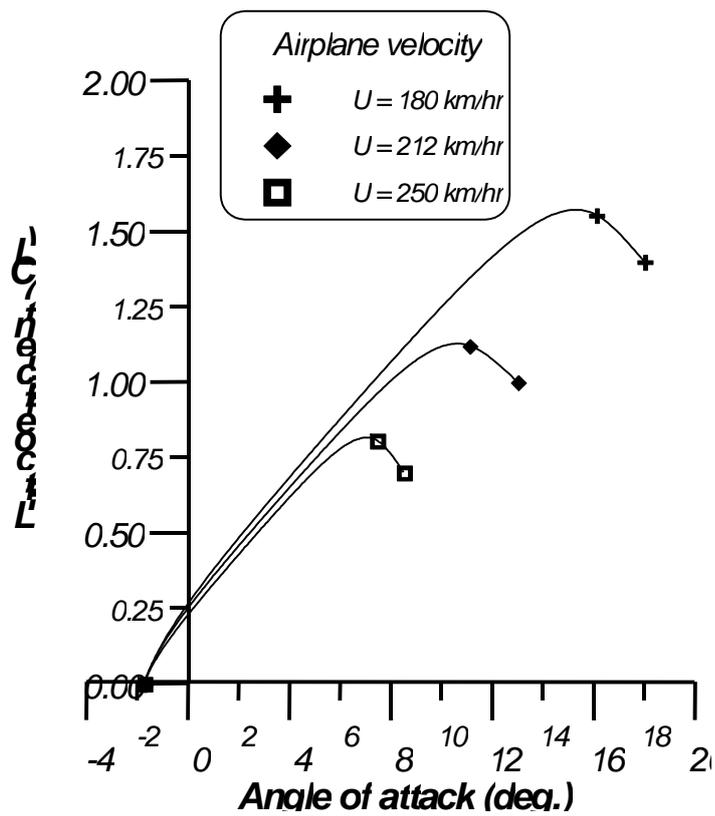
الشكل (1) يوضح القوى الرئيسية المؤثرة على الطائرة.



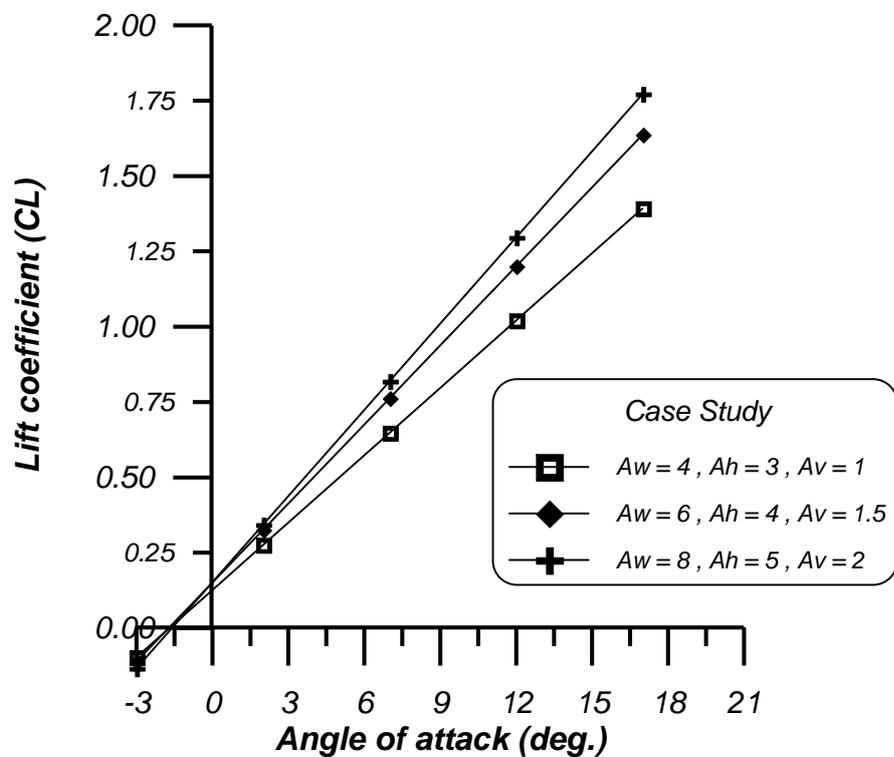
الشكل (2) يوضح تأثير سقف مستوي الطيران على منحنى الرفع.



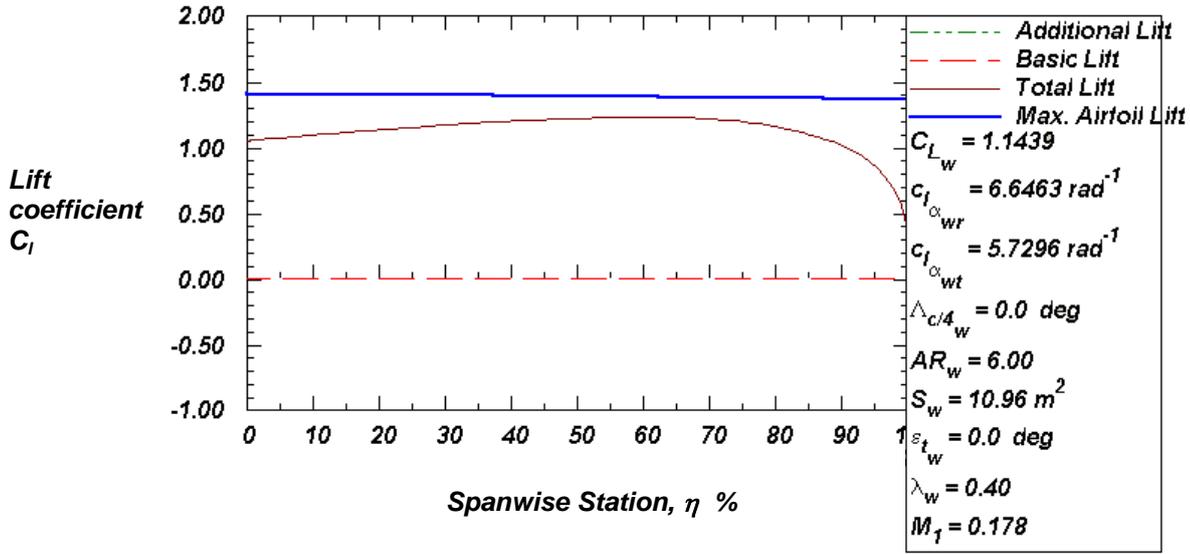
الشكل (3) يوضح تأثير معامل الحمل على منحنى الرفع.



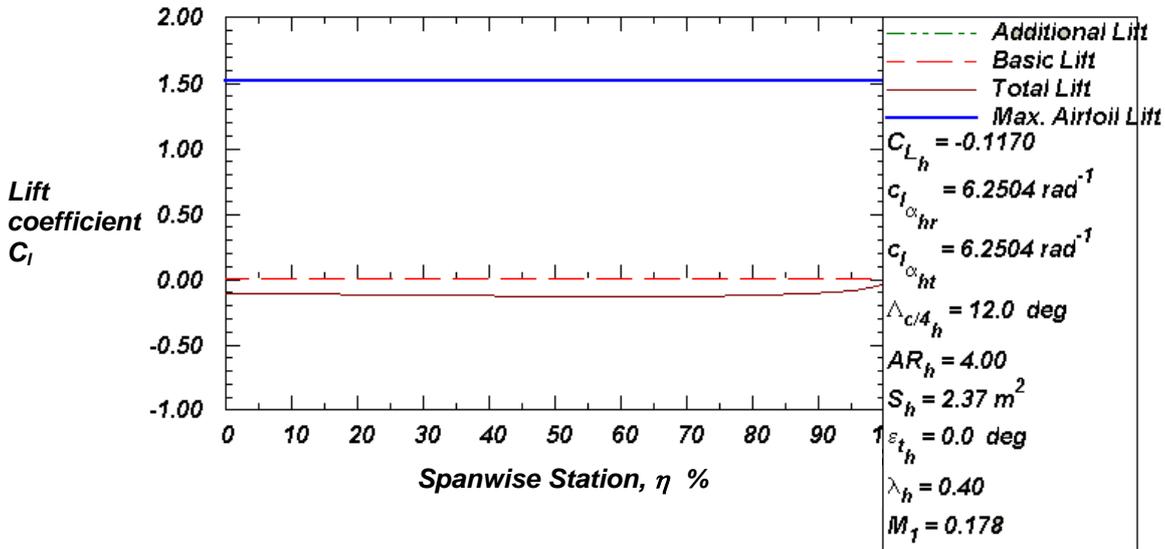
الشكل (4) يوضح تأثير سرعة الطائرة على منحني الرفع.



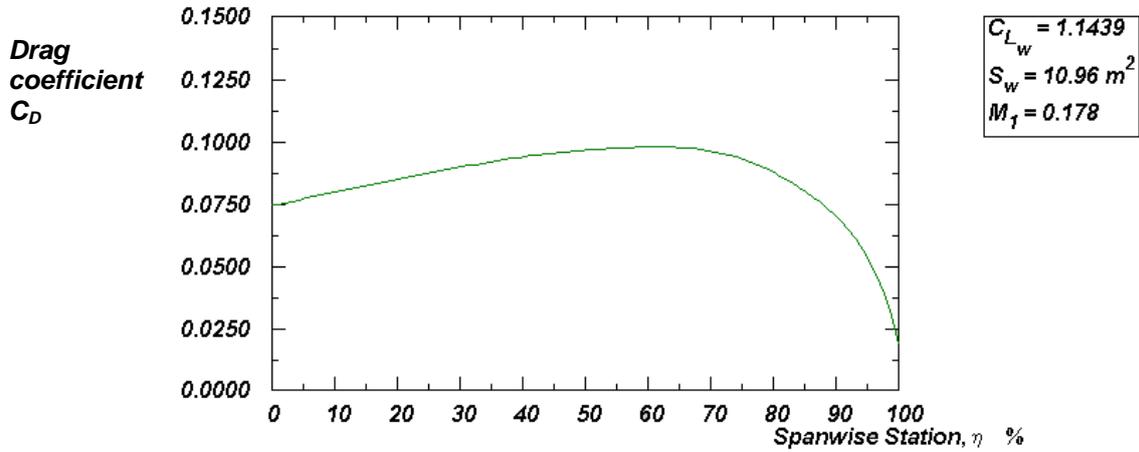
الشكل (5) يوضح تأثير النسب الباعية لأسطح الرفع على منحني الرفع.



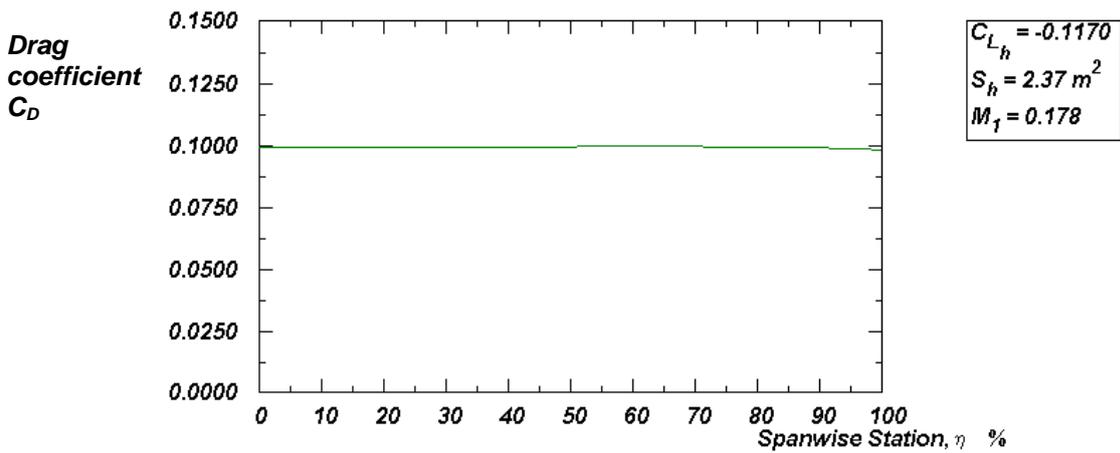
الشكل (6) يوضح توزيع معامل الرفع على طول الجناح.



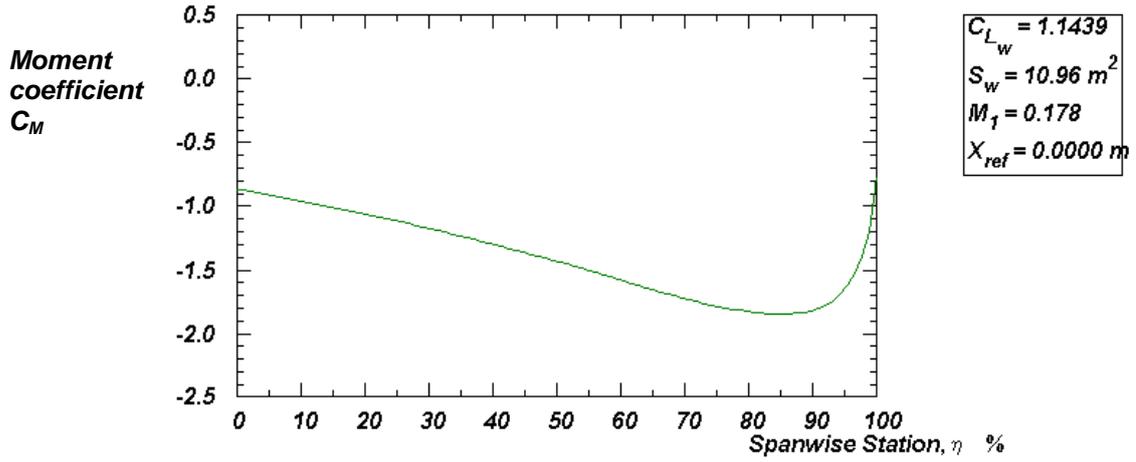
الشكل (7) يوضح توزيع معامل الرفع على طول الذنب الأفقي.



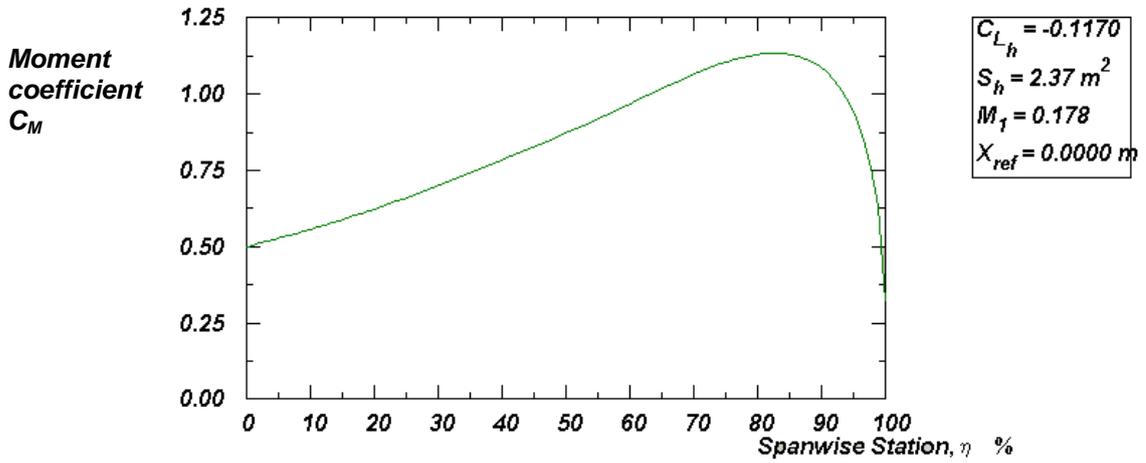
الشكل (8) يوضح توزيع معامل الكبح على طول الجناح.



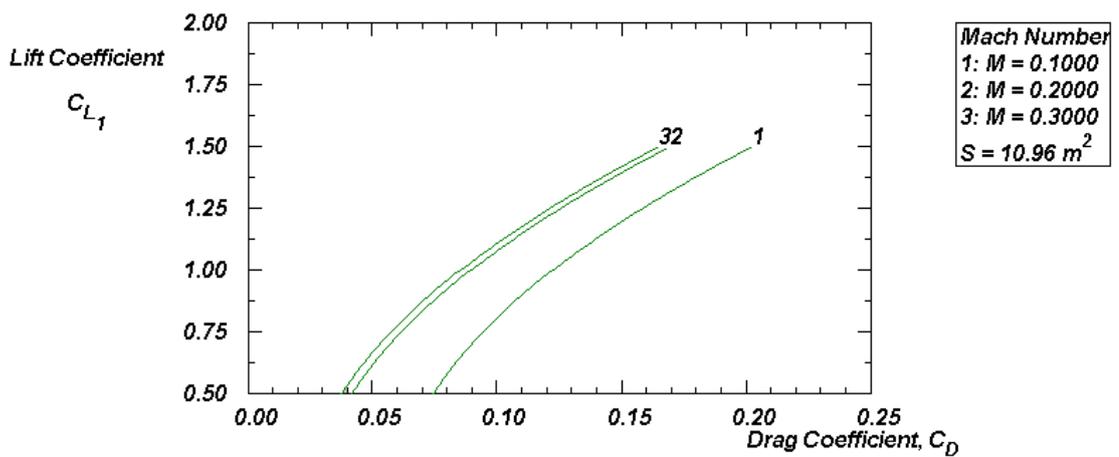
الشكل (9) يوضح توزيع معامل الكبح على الذنب الأفقي.



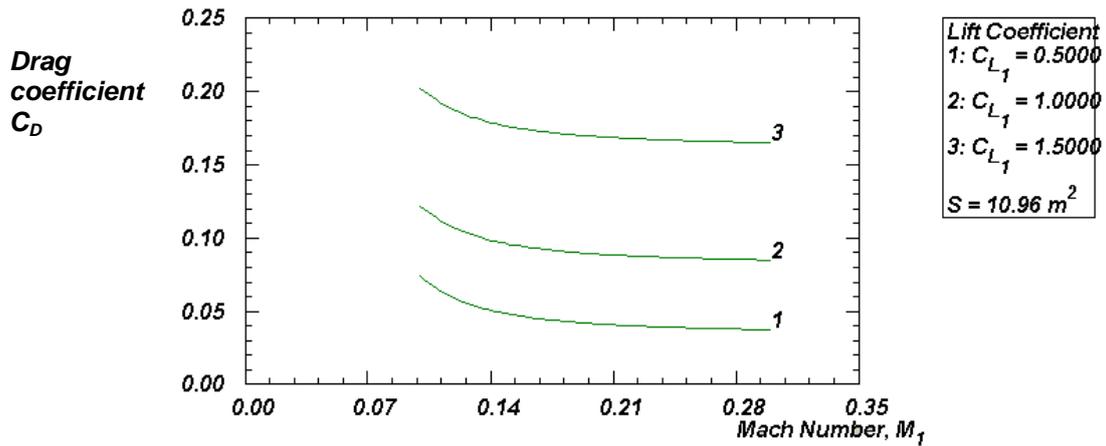
الشكل (10) يوضح توزيع معامل العزم على طول الجناح.



الشكل (11) يوضح توزيع معامل العزم على الذنب الأفقي.



الشكل (12) يوضح تأثير تغيير رقم ماخ على العلاقة بين معامل الرفع ومعامل الكبح.



الشكل (13) يوضح تأثير تغيير معامل الرفع على العلاقة بين معامل الكبح ورقم ماخ.

### المصادر

- Clancy, L.J., “ *Aerodynamics* “, A pitman International Text, 1975.
- Perkins, C.D., “ *Airplane Performance Stability and Control* “, John Wiley and sons, Inc., 1976.
- Ramyer, D.P., “ *Aircraft Design: A Conceptual Approach* “, Second Edition, AIAA, Washington, 1992.
- Roskam, J., “ *Airplane Design Part II* “ , McGraw-Hill Book Company, ISBN 884885-43-8, 2003.
- Roskam, J., “ *Airplane Design Part I* “ , McGraw-Hill Book Company, ISBN 884885-42x, 2003.