

מבוא לאווירודינמיקה : 0542-4523

## פרויקט גמר

מגישים :

עומר מזלטרס, 316491554

דניאל כאפי 206669186

בן אביב שניידר 208886804

תאריך הגשה : 28/09/2024

4	מבוא
5	1. חלק א - ניתוח פרופילי כנף ב-XFoil
5	1.1 תלות המקדמים במספר ריינולדס (לפי N)
7	1.2 תלות המקדמים במספר הפאנלים
9	1.3 השוואה בין מקדמי הלחץ
13	2. חלק ג' - Boundary Layer Interaction for Drag Prediction
13	הפרדוקס של ד'אלמבר
13	ההתמודדות של XFoil עם הפרדוקס
13	משוואות להוספת שכבת הגבול
14	3. חלק ה' - טיסה בלתי יציבה
16	ביבליוגרפיה

## רשימת איורים

- איור 1: תלות המקדמים בזווית ההתקפה במס'  $Re$  שונים עבור  $N_{crit}$  שונים (NACA 0012)..... 5
- איור 2: תלות המקדמים בזווית ההתקפה במס'  $Re$  שונים עבור  $N_{crit}$  שונים (NACA 2412)..... 5
- איור 3: תלות המקדמים בזווית ההתקפה במס'  $Re$  שונים עבור  $N_{crit}$  שונים (NACA 2406)..... 6
- איור 4: תלות המקדמים במס' הפאנלים (NACA 0012)..... 7
- איור 5: תלות המקדמים במס' הפאנלים (NACA 2412)..... 7
- איור 6: תלות המקדמים במס' הפאנלים (NACA 2406)..... 8
- איור 7: השוואה בין מקדמי הלחץ בזוויות התקפה שונות (NACA 0012)..... 9
- איור 8: השוואה בין מקדמי הלחץ בזוויות התקפה שונות (NACA 2412)..... 9
- איור 9: מקדם העילוי עבור פרופילים שונים לפי תאוריית הכנף הדקה..... 11
- איור 10: מקדם המומנט עבור פרופילים שונים לפי תאוריית הכנף הדקה..... 11
- איור 11: מקדמים של NACA 2412 ושל NACA 0012 מתוך ניסויים..... 12
- איור 12: מקדם העילוי בתגובה לעירור סינוסואידלי..... 15

## רשימת טבלאות

- טבלה 1: פרמטרים במשוואות..... 14
- טבלה 2: פרמטרים במשוואות - המשך..... 15

## **מבוא**

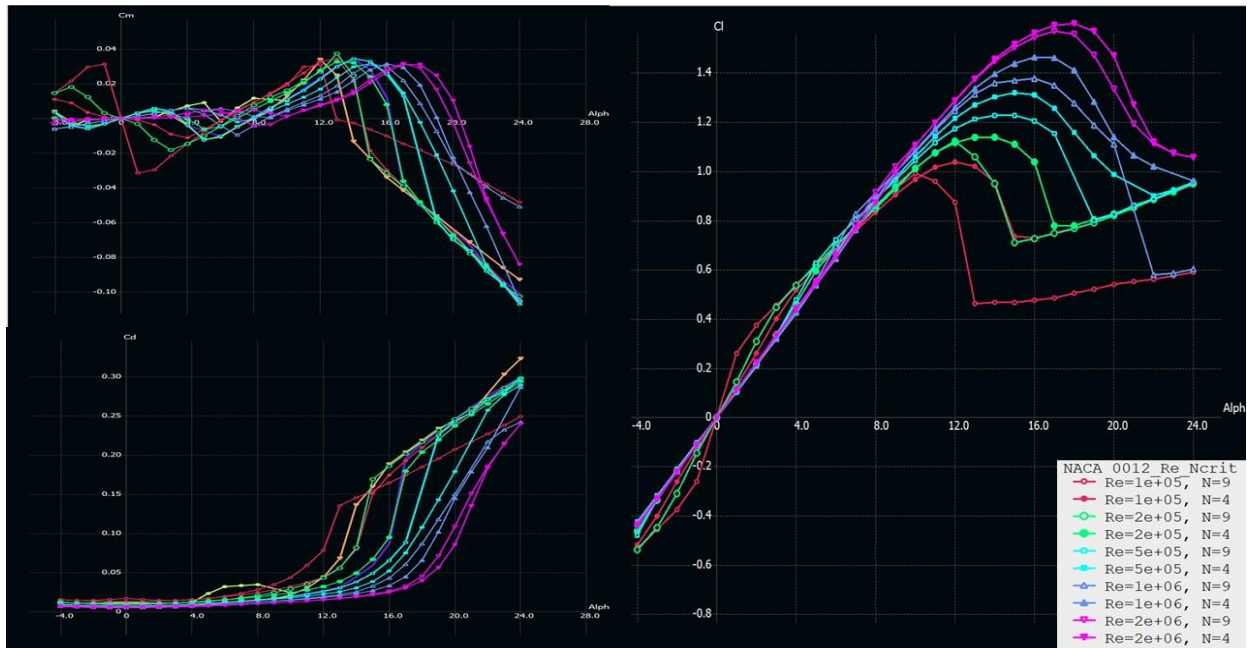
במסגרת פרויקט זה חקרנו את המקדמים השונים של שלושה פרופילי כנף שונים, ע"מ לבצע השוואה בין כנפיים בעלות מנות עובי זהות אך בהינתן שהאחת א-סימטרית, והשוואה בין פרופילי כנף א-סימטריים אך בעלי עקימון זהה. המטרה של פרויקט זה היא להעריך את הביצועים האווירודינמיים של כל פרופיל.

לשם כך נעשה שימוש במגוון כלים ע"מ לנתח את ביצועי הכנפיים בזוויות התקפה משתנות, כדוגמת תוכנת XFOIL\XFLR5 המשמשת להערכת מקדמי הלחץ, העילוי והגרר כתלות במס' משתנים כדוגמת זווית התקפה ומספר ריינולדס. בנוסף נעשה שימוש בשפת התכנות פייתון על מנת לחשב ערכים תיאורטיים ואת תגובת פרופילי הכנף לעירור סינוסואידלי.

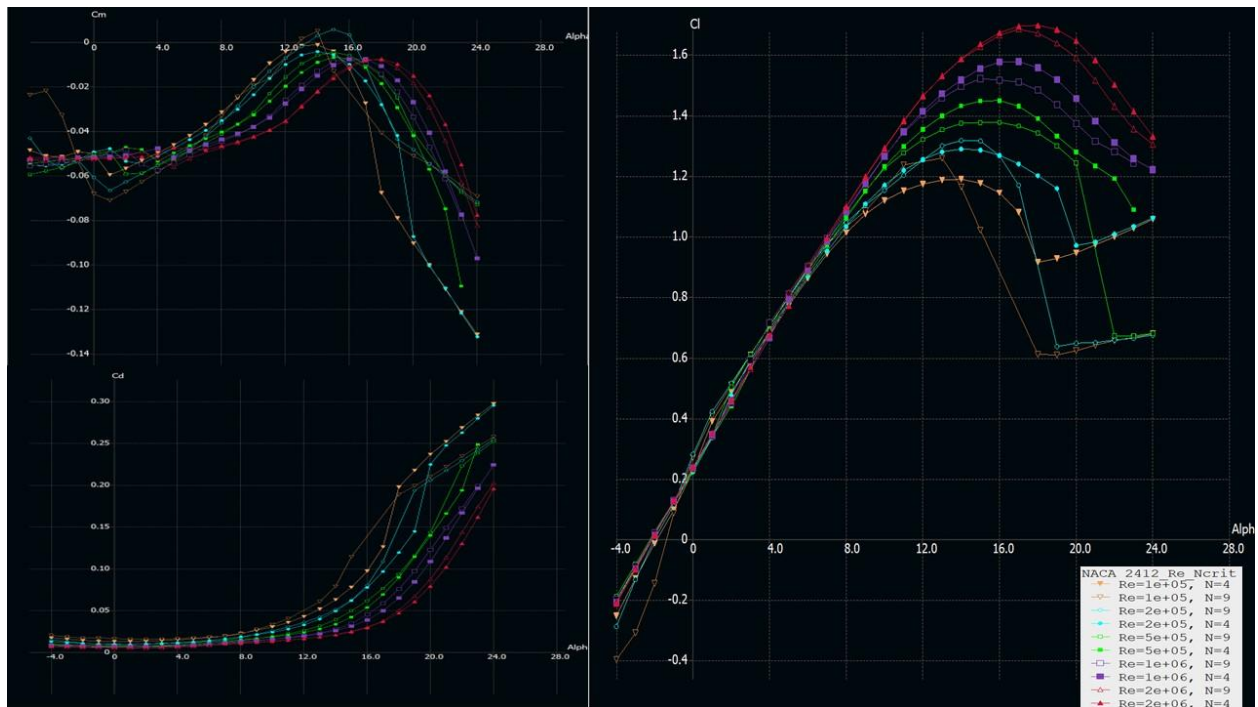
## 1. חלק א - ניתוח פרופילי כנף ב-XFoil

### 1.1 תלות המקדמים במספר ריינולדס (לפי N)

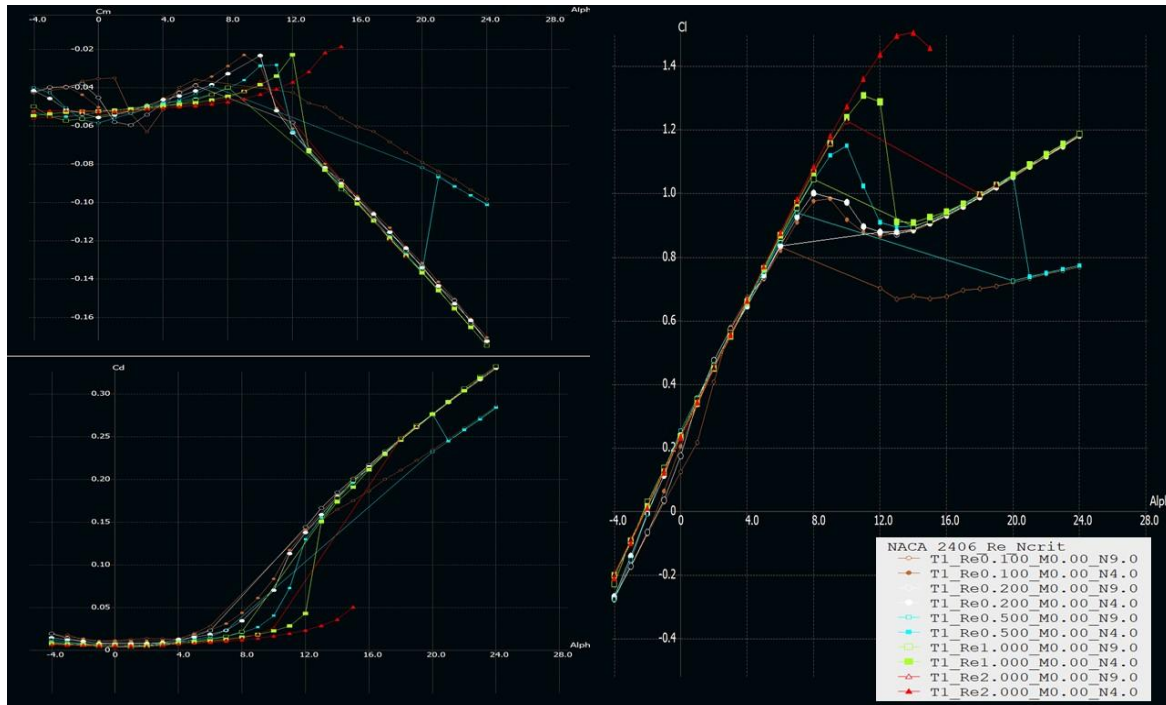
ניתוח ב- 200 פאנלים ע"מ לדייק את התוצאות ככל הניתן.



**איור 1:** תלות המקדמים בזווית ההתקפה במס' Re שונים עבור  $N_{crit}$  שונים (NACA 0012)



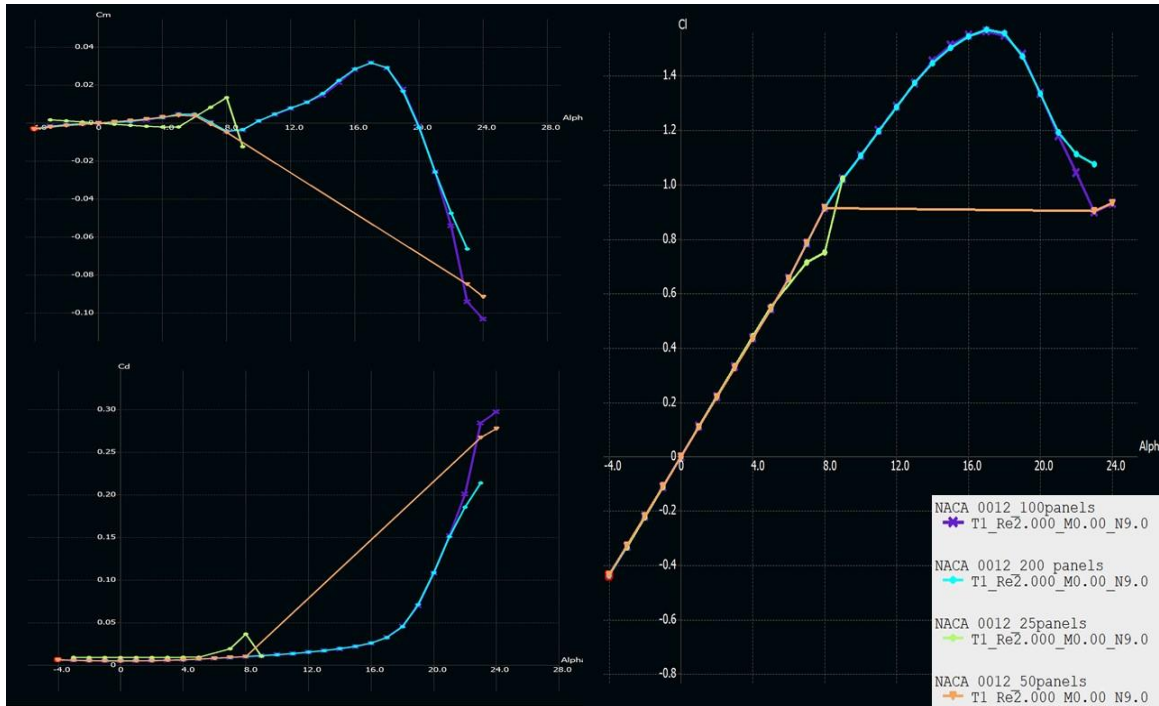
**איור 2:** תלות המקדמים בזווית ההתקפה במס' Re שונים עבור  $N_{crit}$  שונים (NACA 2412)



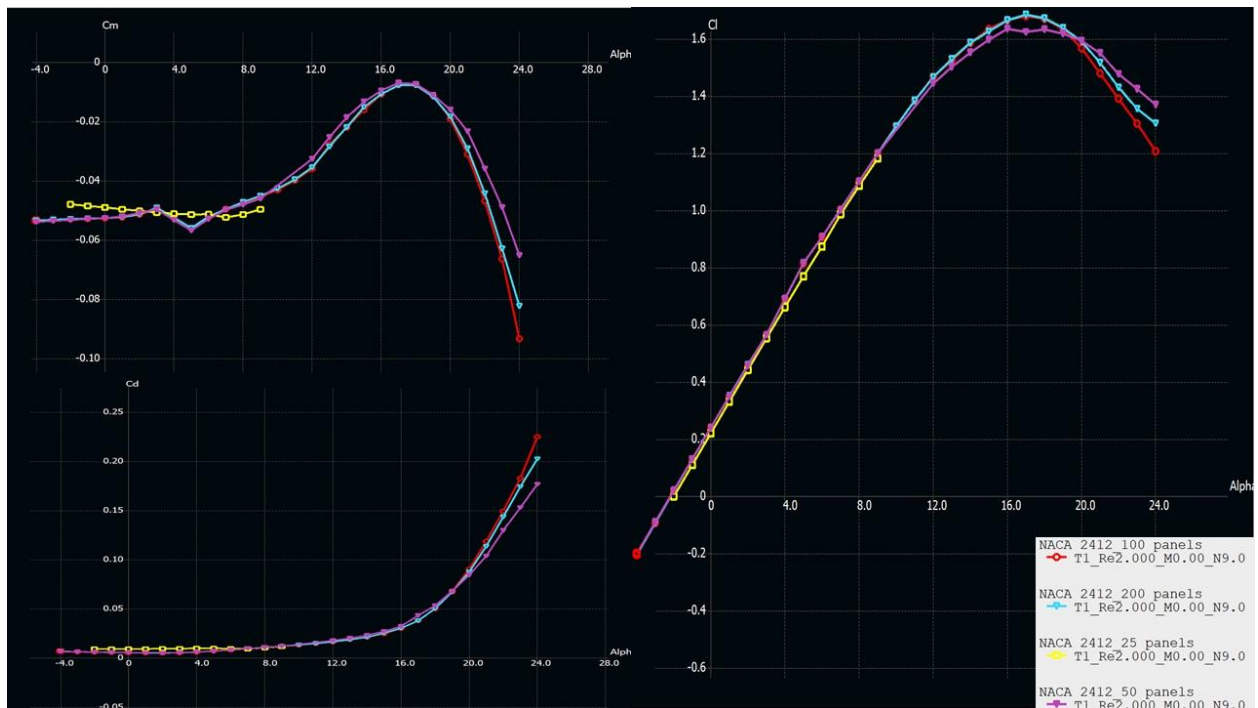
**איור 3:** תלות המקדמים בזווית ההתקפה במס' Re שונים עבור  $N_{crit}$  שונים (NACA 2406)

ראשית, ניתן לראות מאיור 1 ואיור 2 שההבדל בין שני פרופילים בעלי מנת עובי זהה אך כשאחד מהפרופילים הוא בעל עקמומיות, בא לידי ביטוי בגודל מקדם העילוי  $C_l$  של הכנף עבור אותן זוויות ההתקפה: עבור NACA 0012 נקבל מקדם עילוי מקסימלי של כ-1.5 ועבור NACA 2412 נקבל מקדם עילוי מקסימלי של כ-1.6. מאיור 3 ניתן לראות שעבור פרופיל NACA 2406 (בעל נקודת עקימון מקסימלית זהה לזו של NACA 2412) הקטנת עובי הפרופיל גורמת לכך שמקדם העילוי המקסימלי קטן לעומת NACA 2412, ובנוסף לכך היפרדות הזרימה מתרחשת בזווית התקפה נמוכה יותר בהשוואה לשני הפרופילים האחרים וזאת בהתאם לתיאוריה שלמדנו בהרצאות, לפיהן כנף עבה יותר תייצר יותר עילוי, עוד על זאת ניתן לראות גם בזוויות התקפה הגבוהות מ-12 מעלות, שמקדם העילוי גדל ככל שמס' ריינולדס גדל. השינוי ב- $N_{crit}$  בא לידי ביטוי במעבר לזרימה טורבולנטית, והשפעתו באה לידי ביטוי בעיקר במס' ריינולדס נמוכים בכך שמקדם העילוי המקסימלי יהיה נמוך יותר עבור  $N=9$  (וזאת משום שבשלב זה הזרימה כבר טורבולנטית). עם זאת, עבור פרופיל הכנף NACA 2406 ניתן לראות שההשפעה של  $N_{crit}$  משמעותית יותר מביתר הפרופילים וזאת משום שמדובר בפרופיל דק יותר, הקטנת העובי מקדימה את היפרדות הזרימה משום שמקדם הגרר בה גבוה יותר. אך לסיכום, נוהה כי למס' ריינולדס השפעה משמעותית יותר על המקדמים מאשר של ה- $N_{crit}$ .

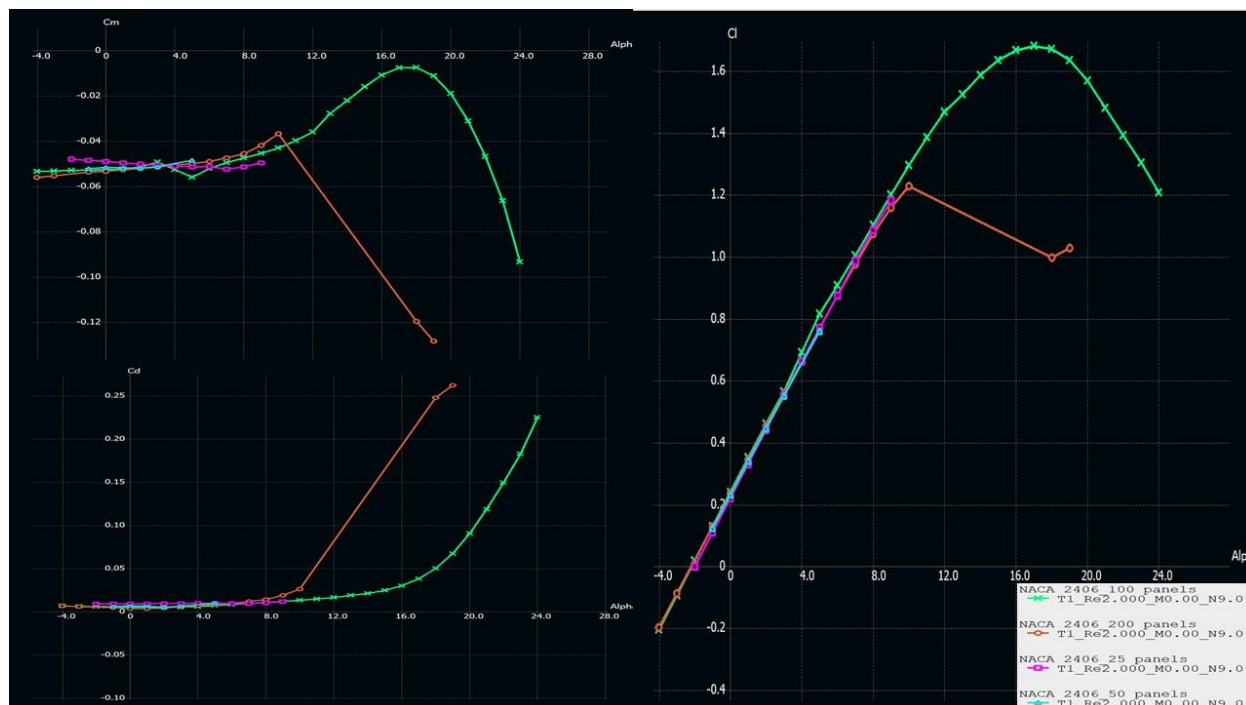
## 1.2 תלות המקדמים במספר הפאנלים



איור 4: תלות המקדמים במס' הפאנלים (NACA 0012)



איור 5: תלות המקדמים במס' הפאנלים (NACA 2412)

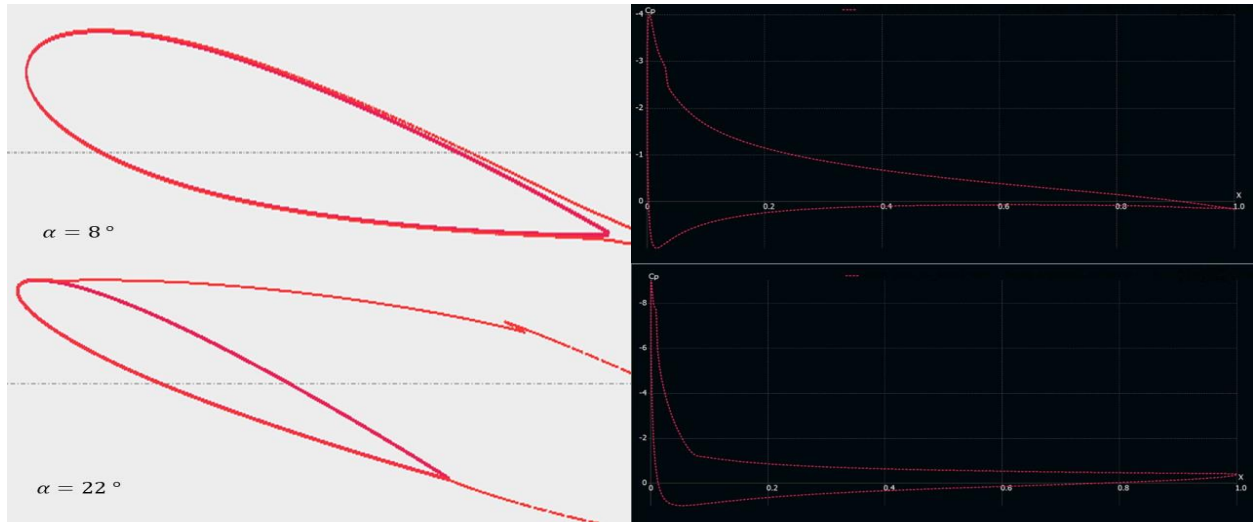


**איור 6:** תלות המקדמים במס' הפאנלים (NACA 2406)

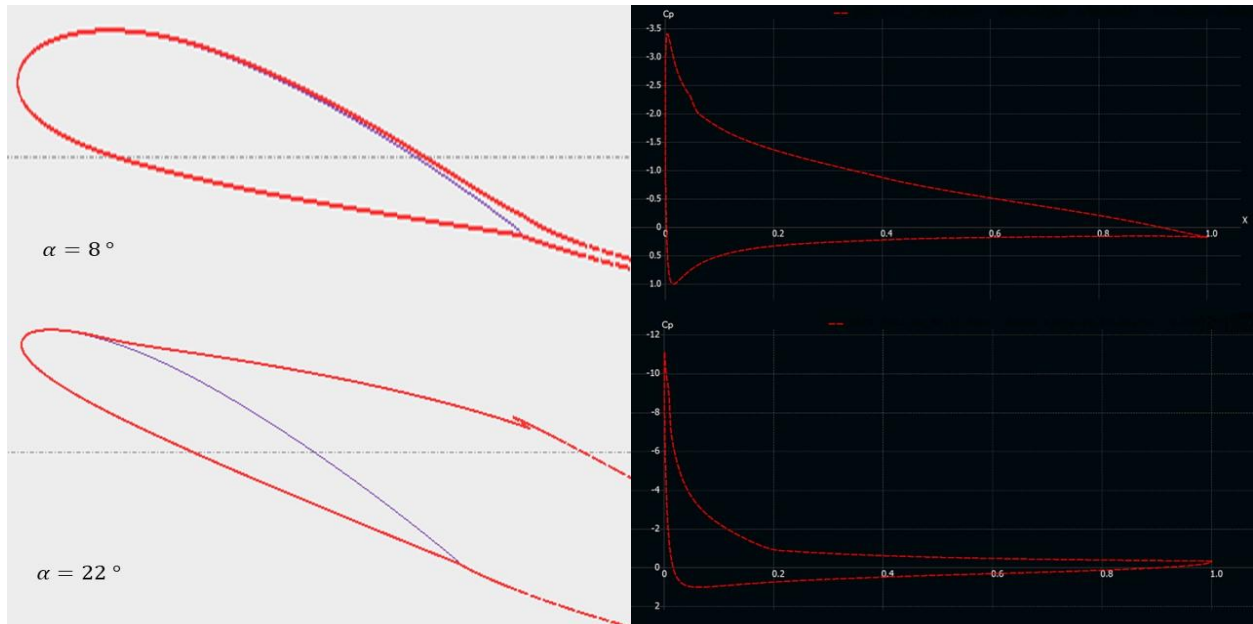
**מאיור 4 ואיור 5** ניתן לראות שעבור פרופיל הכנף NACA 0012 ו-NACA 2412 בהתאמה, התוצאות עבור 100 ו-200 פנלים מתכנסות באופן יחסי, בעוד שעבור פרופיל NACA 2406 **באיור 6** ניתן לראות שלא התקיימה התכנסות בפתרונות עבור זוויות התקפה הגבוהות מ-8 מעלות, פרט לאנליזה שנעשתה כאשר הפרופיל רושט ב-100 פאנלים. בנוסף ניתן לראות שעבור פרופיל 2406 נצפה מקדם עילוי מקסימלי גבוה מזה שחושב כתלות במס' ריינולדס ומס' N הקריטי, מה שמעיד שעבור פרופיל זה, משקל משמעותי באנליזה נופל על רישות הפרופיל, אך עם זאת נזכור כי פרופיל זה דק יותר משני הפרופיל השונים, ובפרופיל זה המעבר למשטר זרימה טורבולנטי מתרחש בשלב מוקדם יותר.



### 1.3 השוואה בין מקדמי הלחץ



איור 7: השוואה בין מקדמי הלחץ בזוויות התקפה שונות (NACA 0012)



איור 8: השוואה בין מקדמי הלחץ בזוויות התקפה שונות (NACA 2412)

בהתאם לתיאוריה של היווצרות עילוי סביב הכנף, קיבלנו מקדמי לחץ גבוהים יותר עבור זוויות התקפה שאין בהן היפרדות זרימה עבור פרופיל הכנף NACA 2412 לעומת פרופיל הכנף NACA 2406, עם זאת בזווית התקפה הגדולה מזוויות היפרדות הזרימה, קיבלנו גרדיאנט לחצים מתון יותר בפרופיל הסימטרי לעומת הפרופיל הא-סימטרי, וזאת עקב העובדה שבעת ביצוע החישובים, התוכנה לא מבצעת צימוד בין מודל זרימה צמיגה לבין זרימה פוטנציאלית (Depierre, 2019). צימוד זה דרוש על מנת לקחת בחשבון את התופעות המתרחשות בעת היפרדות זרימה.

#### 1.4 השוואה לערכים מתיאוריית הכנף הדקה

על פי תיאוריית הכנף הדקה, מקדם העילוי  $C_l$  מחושב כך:

$$C_l = 2\pi \cdot (\alpha - \alpha_{l=0}) \quad (1.1)$$

כאשר  $\alpha$  היא זווית ההתקפה הנוכחית ו- $\alpha_{l=0}$  היא זווית ההתקפה בעילוי אפס.

את מקדם המומנט בשפת ההתקפה  $C_{m,le}$  מחשבים באופן הבא:

$$C_{m,le} = - \left[ \frac{C_l}{4} + \frac{\pi}{4} (A_1 - A_2) \right] \quad (1.2)$$

כאשר  $A_n$  הינם מקדמי טור פורייה המחושבים באופן הבא:

$$A_n = \frac{2}{\pi} \cdot \int_0^\pi \frac{dz}{dx} \cos(n\theta_0) d\theta_0 \quad (1.3)$$

$\frac{dz}{dx}$  הינו שינוי עקימון הפרופיל לאורך הפרופיל, ו- $\theta_0$  היא הזווית בה נמצא העקימון המירבי של הפרופיל.

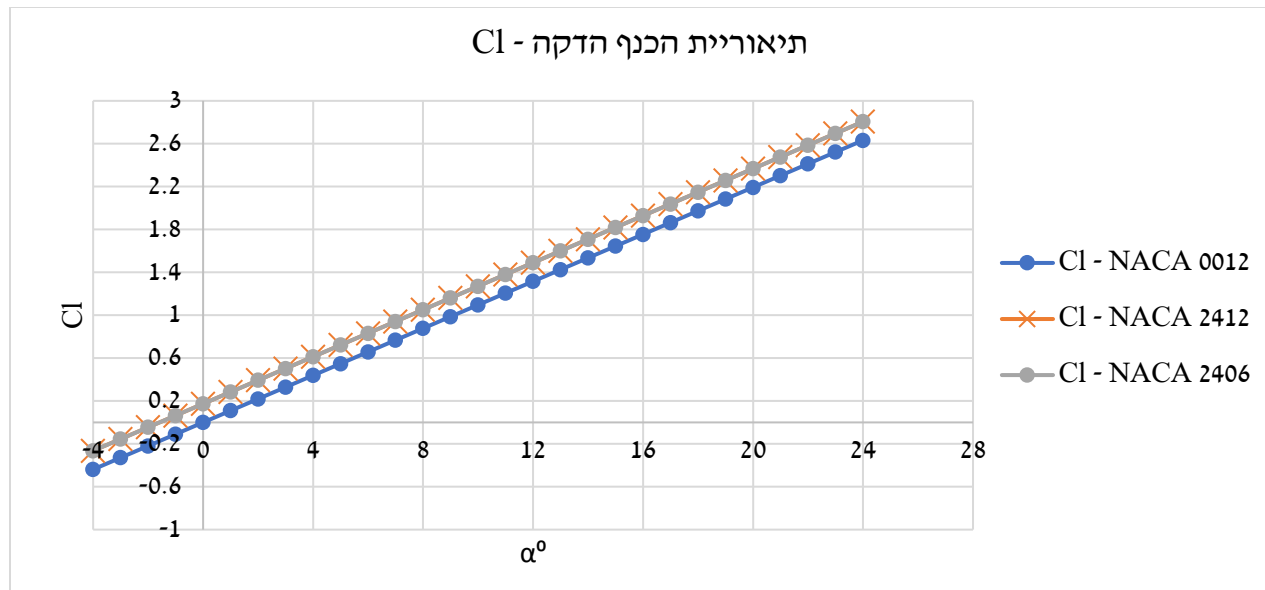
את  $\frac{dz}{dx}$  מחשבים באופן הבא:

$$\frac{dz}{dx} = \begin{cases} \frac{2M}{P^2} (P - X), 0 \leq x < P \\ \frac{2M}{(1-P)^2} (P - X), P \leq x < 1 \end{cases} \quad (1.4)$$

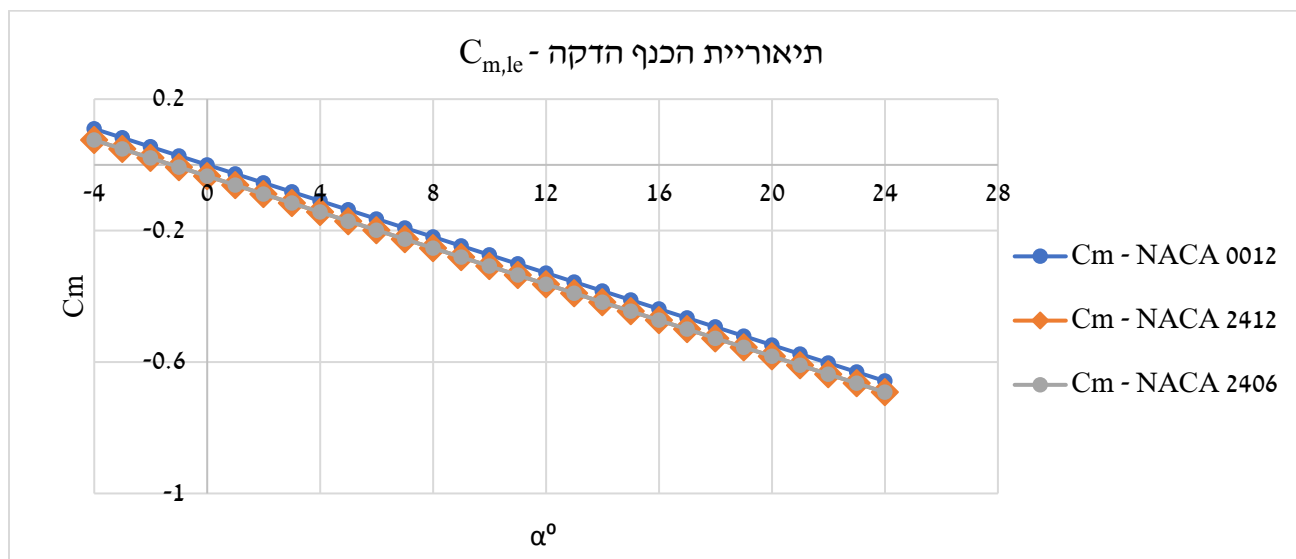
$M$  הינו גודל העקימון ביחס לאורך המיתר  $c$  ( $M=0.01c$ ) ו- $P$  הוא מרחק העקימון המירבי ביחס לאורך המיתר ( $P=0.1c$ ).

$X$  הינו הביטוי הבא אשר משמש למעבר בין קו' אורך לקו' זוויתיות:

$$X = \frac{1 - \cos(\theta)}{2} \quad (1.5)$$



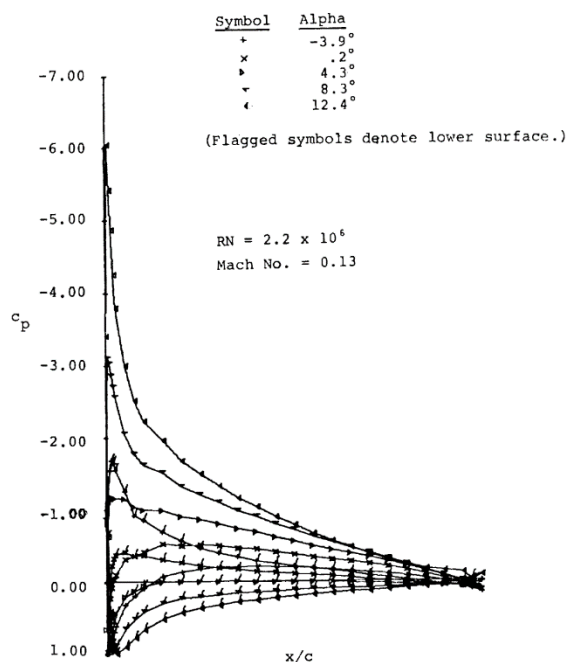
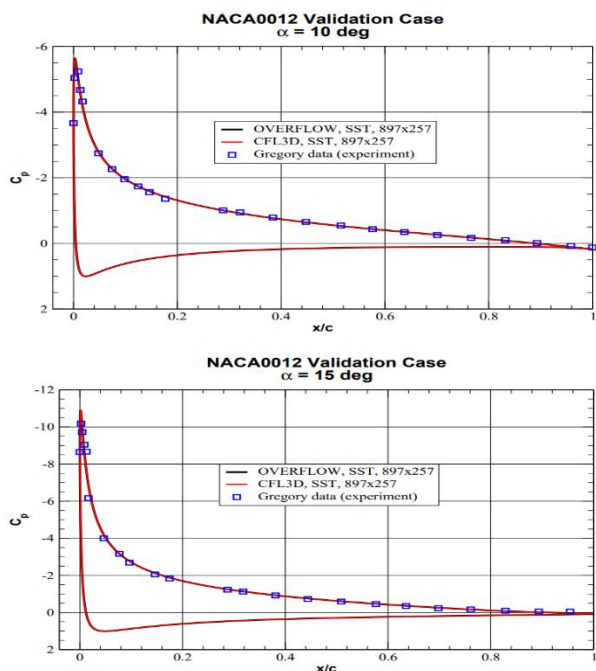
**איור 9:** מקדם העילוי עבור פרופילים שונים לפי תאוריית הכנף הדקה



**איור 10:** מקדם המומנט עבור פרופילים שונים לפי תאוריית הכנף הדקה

ניתן לראות שההבדלים בין החישובים התיאורטיים של המקדמים לעומת אלה שנעשו בתוכנת ה-XFLR5 נובעים מכך שתיאוריית הכנף הדקה למעשה מזניחה תופעות הקשורות בעובי הכנף (כדוגמת השינוי הלא ליניארי במקדם הלחץ לאורך הכנף) בכך שקו העקימון מתורגם לקו זרם ישר וכמו כן מניחה כי מקדם הגרר הינו אפס, וכתוצאה מכך אנו מקבלים עקומות ליניאריות לחלוטין בתחום הבדיקה של זוויות התקפה שבין 4- ל-24 מעלות. הזנחת עובי הפרופיל שבתורת הכנף הדקה בא לידי ביטוי בעקומות של הפרופילים NACA 2406 ו-NACA 2412, החופפות אחת את השנייה לחלוטין.

## 1.5 השוואה לערכים מניסויים



### איור 11: מקדמים של NACA 2412 ושל NACA 0012 מתוך ניסויים

אם נסתכל על תוצאות הניסויים של NASA על כנף 2412 במיוחד על זווית התקפה של 8 מעלות, נראה התאמה כמעט מוחלטת של תוצאות הניסוי לערכים שיצאו מהתוכנה, מקדם הלחץ ב  $x/c = 0$  על החלק העליון של הכנף הוא 3.5 ועל החלק התחתון הוא -1. אותם ערכים ב2 המקומות.

לגבי כנף 0012 ההשוואה תהיה מדויקת פחות מכיוון שלא היה מידע על כל זוויות ההתקפה שרצינו, אבל עדיין אפשר לראות שיש סטייה גדולה מהתוכנה:

בזווית התקפה 22 התוכנה הראתה שמקדם הלחץ עומד על 11, בעוד שבניסוי שבוצע בזווית התקפה 15, מקדם הלחץ הוא גם 11, למרות שיש הבדל של 7 מעלות בזווית ההתקפה, שזה הבדל גדול.

ניתן לשים לב שערכי הניסויים מתאימים לתוצאות התוכנה בזוויות התקפה נמוכות יחסית, אבל שונים זה מזה בזוויות יותר גדולות, במיוחד כשהזרימה מתחילה להיפרד כנראה שהסיבה לכך היא שהתוכנה לא מבצעת צימוד בין מודל זרימה צמיגה לבין זרימה פוטנציאלית מה שגורם לתוכנה להזניח את התופעות המתרחשות בעת היפרדות זרימה.

## 2. חלק ג' - Boundary Layer Interaction for Drag Prediction

### הפרדוקס של ד'אלמבר

הפרדוקס של ד'אלמבר נובע מניתוח זרימה פוטנציאלית סביב עצם הנע בתוך נוזל בלתי דחיס ולא צמיג. הפרדוקס קובע כי בתנאים אידיאליים אלו, העצם אינו חווה כוח גרר כאשר הוא נע בתוך הנוזל.

הדבר אינו אינטואיטיבי, מכיוון שבמצבים בעולם האמיתי, אנו מבחינים בגרר משמעותי כאשר עצמים נעים בתוך נוזלים כמו אוויר או מים. הפרדוקס מדגיש את המגבלות של תורת הזרימה הפוטנציאלית בניבוי כוחות בנוזלים צמיגיים אמיתיים. הפתרון נובע מהעובדה שבמציאות, הצמיגות והמערבולות מייצרות כוחות גרר, שאינם נלקחים בחשבון בהנחות האידיאליות של הפרדוקס.

### ההתמודדות של Xfoil עם הפרדוקס

XFOIL מתמודד עם פרדוקס ד'אלמבר ומספק תחזיות גרר למרות שהוא מבוסס על תורת הזרימה הפוטנציאלית, באמצעות מספר טכניקות מרכזיות:

- (1) אינטראקציה בין זרימה צמיגה ולא-צמיגה: בעוד ש-XFOIL משתמש בתורת הזרימה הפוטנציאלית עבור הזרימה הלא-צמיגה החיצונית, הוא משלב זאת עם נוסחת שכבת גבול כדי לקחת בחשבון השפעות צמיגות [1][3]. זה מאפשר לו למדל את גרר החיכוך והיפרדות הזרימה.
- (2) דימוי שכבת הגבול: XFOIL כולל נוסחת שכבת גבול אינטגרלית דו-משוואתית כדי לפתור את התפתחות שכבת הגבול לאורך פני השטח של פרופיל האוויר [4]. זה מאפשר מידול טוב עבור השפעותיו של הצמיגות על הגרר שאותן תורת הזרימה הפוטנציאלית לבדה אינה יכולה לחזות.
- (3) דימוי השובל: XFOIL כולל מודל שובל במורד הזרם של ה-trailing edge, שמאפשר לקחת בחשבון את גרר הלחץ [1][3].
- (4) היפרדות וגרר לחץ: XFOIL גם מתחשב בהיפרדות זרימה, המתרחשת כאשר שכבת הגבול מתנתקת מפני השטח של פרופיל האוויר ויוצרת שובל מאחוריו שמובילה לגרר לחץ. הוא עושה זאת באמצעות שיטת מחסור בתנע בשובל [1][2].
- (5) חישוב הגרר: על ידי שילוב התנהגות נוזלית מציאותית זו (השפעות צמיגות והיפרדות זרימה), XFOIL מחשב גם את גרר חיכוך פני השטח (בשל הכוחות הצמיגיים בשכבת הגבול) וגם את גרר הלחץ (בשל השובל והיפרדות הזרימה). השפעות משולבות אלו מספקות הערכה מציאותית של הגרר הכולל על פרופיל האוויר, ובכך מתגברים על המגבלות של ההנחות האידיאליות בתורת הזרימה הפוטנציאלית שמובילה לפרדוקס ד'אלמבר.
- (6) תיקונים אמפיריים: XFOIL משלב תיקונים ונוסחאות אמפיריות שונות לשיפור תחזיות הגרר שלו, במיוחד עבור פרופילים עבים יותר [1].

### משוואות להוספת שכבת הגבול

נשתמש בשיטת Thwaites Method for Laminar Boundary Layer המספק עובי שכבת המומנט של שכבת הגבול.

### 3. חלק ה' – טיסה בלתי יציבה

טיסה בלתי יציבה מתייחסת למגוון מצבים בהם לדוגמה: שינוי תכופ של זווית ההתקפה, תמרונים, האצות וטיסה דרך משבי רוח. חשיבות רבה נופלת על ניתוח התמודדות של פרופיל כנף בתנאים אלה וזאת על מנת להעריך את העמידה של הכנף בעומסים שונים ובעוצמות גבוהות יותר. כאמור, עומסים משתנים או מחזוריים, כחלק מתורת חוזק החומרים, יכולים לגרום לכשלים מבניים שלחלקם השלכות מבניות קטסטרופליות ומסכנות חיי אדם. אחת הדרכים המשמשות להערכה של טיסה בתנאים לא יציבים, היא יישום של תיאוריית תיאודורסן (Theoderesen) ותיאוריית ווגנר (Wagner).

היסודות המשותפים לתיאוריות אלה הינם:

- זרימה דו ממדית, בלתי צמיגה ובלתי דחיסה.
- מהירות הזרימה המציפה בכיוון ציר  $x$ .
- הכנף הינה פלטה שטוחה ללא עקימון בעלת אורך מיתר  $c$  הנעה בצלילה  $h(t)$  וזווית התקפה  $\alpha(t)$ , אשר נמדדת סביב ציר העלרוד שנמצא במרחק  $x_f$  משפת ההתקפה.
- על פי תנאי קוטה, הפרדות זרימה תתרחש בצורה חלקה בשפת הזרימה של הכנף.
- מהירות ה-upwash (מסומנת כ- $w(t)$ ) אשר זורמת במאונך לכנף, היא ברת הזנחה לעומת המהירות המציפה, כך ש  $|w(t)| < U_\infty$ .
- ערבול הפלטה הינו קו ישר אשר נובע משפת הזרימה עד לאינסוף.
- לפי משפט קלווין, הסירקולציה קבועה בזמן.

במקרה זה, נחקור את התנהגות המקדם העילוי עבור עירור סינוסואידלי, כאשר העילוי מחושב כך:

$$l(t) = l_0 + l(\omega_0)e^{i\omega_0 t} + \overline{l(\omega_0)}e^{-i\omega_0 t} \quad (5.1)$$

כאשר העילוי הממוצע (אנלוגי לרכיב "DC") הוא:

$$l_0 = -2\rho U_\infty^2 b\pi\alpha_0 \quad (5.2)$$

רכיב העילוי סינוסואידלי (הרכיב השני במשוואה 5.1 הינו הצמוד שלו)

$$l(\omega_0) = -\rho\pi b^2 \left( -\omega_0^2 \frac{h_1}{2i} e^{i\phi_h} + (\omega_0^2 ba + U_\infty i\omega_0) \frac{\alpha_1}{2i} e^{i\phi_\alpha} \right) - 2\rho U_\infty b\pi w_{3/4}(\omega_0) C(\omega_0) \quad (5.3)$$

רכיב המהירות האנכית (upwash) ב-3/4 המיתר:

$$w_{3/4}(\omega_0) = i\omega_0 \frac{h_1}{2i} e^{i\phi_h} + \left( U_\infty + b \left( \frac{1}{2} - a \right) i\omega_0 \right) \frac{\alpha_1}{2i} e^{i\phi_\alpha} \quad (5.4)$$

להלן רשימה של הפרמטרים במשוואות:

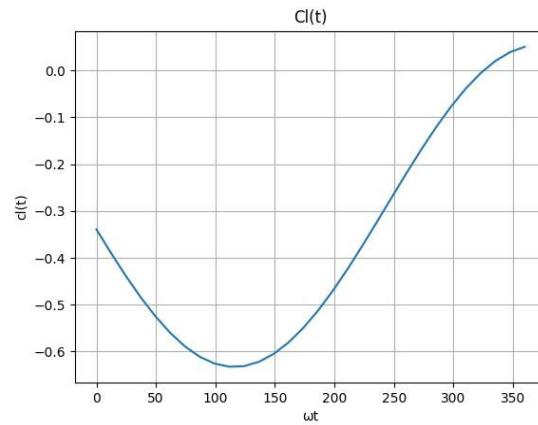
**טבלה 1:** פרמטרים במשוואות

פרמטר	סימון
תדר האוסילציות	$f_0 [Hz]$
תדירות זוויתית	$\omega_0 \left[ \frac{rad}{s} \right]$
תדר מנוון	$k_0 [Hz]$
אורך המיתר	$c$
מרחק לחצי המיתר	$b$

**טבלה 2: פרמטרים במשוואות - המשך**

פרמטר	סימון
מרחק לציר עלרוד משפת ההתקפה	$x_f$
אמפליטודת הצלילה	$h_1$
פאזת הצלילה	$\phi_{h1}$
אמפליטודת העלרוד	$\alpha_1$
פאזת העלרוד	$\phi_\alpha$
זווית עלרוד ממוצעת	$\alpha_0$
צפיפות האוויר	$\rho$
מרחק אל-ממדי בין מרכז אווירודינמי לציר העלרוד	$a$
מהירות מציפה	$U_\infty$

מניתוח שביצענו בפייתון, הגענו לתגובה הבאה:



**איור 12:** מקדם העילוי בתגובה לעירור סינוסואידלי

המידע בפרק זה נלקח מהקובץ Unsteady aerodynamics במודל.

(n.d.). Retrieved from Part IV- Theoretical limitations and shortcomings (xflr5.tech)

Deperrois, A. (2019, 06). *Part IV - Theoretical limitations and shortcomings of XFLR5*. Retrieved from XFLR5: Part IV- Theoretical limitations and shortcomings (xflr5.tech)

<https://ris.utwente.nl/ws/files/131311434/1.c033788.pdf> [1]

<https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA532502.pdf> [2]

[https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Kristin\\_Kallstrom\\_Final\\_Paper\\_18-Jan-2022.pdf](https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Kristin_Kallstrom_Final_Paper_18-Jan-2022.pdf) [3]

<https://www.sjsu.edu/ae/docs/project-thesis/Kristen.Kallstrom-F21.pdf> [4]

<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963816300839> [5]

<https://repository.nwu.ac.za/handle/10394/42040?show=full> [6]

[https://www.researchgate.net/publication/304104830\\_Improving\\_Airfoil\\_Drag\\_Prediction](https://www.researchgate.net/publication/304104830_Improving_Airfoil_Drag_Prediction) [7]

<https://ntrs.nasa.gov/citations/19880009181>

<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19950002355/downloads/19950002355.pdf>

[https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html)