



פרויקט מחקר- שיערוך פרמטרים אווירודנאמי של רחפן חלק שני

מגישים
אביתר מטמון
שיר קוזלובסקי

הנחיה
מר יבגני אדיסון, רפאל.
פרופ' טל שימא, הפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל, טכניון.
פרופ' משה אידן, הפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל, טכניון.



תקציר

פרויקט זה הינו פרויקט המשך בנושא מידול אווירודינמי של רחפן. החלק הקודם של הפרויקט עסק במידול פשוט של רחפן סביב מצב ריחוף. המידול שבוצע קשר בין הכוחות והמומנטים הפועלים על הרחפן לבין מהירות סיבובי המנועים. המודל כלל שני פרמטרים: פרמטר b המבטא את החיכוך הנוצר בין להבי הרוטור לבין הזרימה אותו הלהב רואה. הפרמטר השני הוא K והוא קושר בין הדחף שמייצר כל רוטור לבין מהירות הסיבוב שלו.

בחלק הנוכחי של הפרויקט נרחיב את המודל על מנת לתאר את הדינמיקה כך שתתאים למצב שהוא מעבר למצב ריחוף, למשל טיסה קדימה. נשתמש במודל מורכב יותר עבור כוח הדחף המתקבל אך נפשט אותו למספר פרמטרים עיקריים. בנוסף נמדל את כוח החיכוך שנוצר כתוצאה מתנועת הרחפן באוויר.

בעבודה זו נציג 2 גישות עבור חישוב הכוחות והמומנטים שמייצרים להבי הרוטור: גישה ראשונה היא תורת התנע, אשר מתייחסת בראיית רחבה ובוחנת את הזרימה המתפתחת סביב נפח בקרה הכולל את הרחפן. גישה שניה היא תורת אלמנט הלהב, והיא גישה יותר מדויקת הבוחנת את העילוי הנוצר על כל אלמנט רוטור בודד.

מטרות הפרויקט הן:

- מידול כוח הגרר כתוצאה מתנועת הרחפן באוויר
 - מידול מדויק יותר של הכוחות האווירודינמיים שהרחפן מייצר בטיסה שהיא מעבר למצב ריחוף.
 - מציאת פרמטרי המודל על בסיס השוואה לסימולציה לא ליניארית.
 - מציאת פרמטרי המודל על בסיס השוואה לטיסת רחפן אמיתית.
- המסקנות העיקריות מהפרויקט הינן:
- מודל המתבסס על תורת אלמנט הלהב נתן תוצאות טובות יותר מאשר מודל המתבסס על תורת התנע. חלק ממודל המבוסס על תורת התנע הינו אמפירי ולא מדויק.
 - מודל זה מספק תוצאות טובות יחסית על ידי עריכת סט ניסויים, אשר כל פרמטר נבדק בנפרד
 - למרות הצימוד בין כמה פרמטרים, מציאתם באופן משולב, נותן תוצאות כמעט דומות לבדיקה באופן פרטני, אך דרך זו מסובכת יותר, זאת בגלל שקשה יותר לבודד בעיות כאשר החיפוש מורחב.



תכן עניינים

1	תקציר
3	מפרט איורים
5	מבוא- תקציר חלק ראשון
5	מידול אווירודינמי של הרחפן
6	תורת התנע- שיטת Glaert
6	א. נסיקה אנכית:
7	ב. הנמכה אנכית:
9	ג. טיסה קדימה:
10	ד. מומנטים:
10	תורת אלמנט הלהב ומודל תנודות הרוטורים
14	שיטת הפתרון:
16	מציאת הפרמטר b
16	מציאת הפרמטר $K1, Cdz$
16	מציאת פרמטר $K2$:
16	מציאת הפרמטר $Cdxy$:
16	תרחישי אימות:
18	מבנה הסימולציה
18	מידול כוח הדחף
19	מידול כוח הגרר
20	מציאת הפרמטרים של הרחפן מול סימולציה
24	מציאת פרמטרים אל מול רחפן אמיתי
26	סינון תוצאות הניסויים
28	תוצאות התרחישים ומציאת הפרמטרים
28	מציאת הפרמטר b
30	מציאת הפרמטרים K, Cdz
37	מציאת הפרמטר $K2$
48	מציאת הפרמטר $Cdxy$
64	למידה משולבת של הפרמטרים:
70	תרחישי אימות
78	אנליזת שגיאות
79	סיכום ומסקנות
80	References



מפרט איורים

- איור 1- נסיקה אנכית..... 7
- איור 2- הנמכה אנכית 8
- איור 3 – מהירות מושרית בטיסה אנכית..... 9
- איור 4- מודל Glauert..... 9
- איור 5- אלמנט הלהב ותנודות הרוטור 10
- איור 6- תנודה אורכית..... 11
- איור 7- תנועה אנכית 11
- איור 8- קונפיגורצית הרוטורים 13
- איור 9- מודל רוטור יחיד ותיאור הכוחות עליו..... 13
- איור 10- תרשים סכמטי של הכניסות והיציאות למודל האוירודינמי..... 17
- איור 11- בלוק חישוב הדחף..... 18
- איור 12- מבנה בלוק הדחף..... 19
- איור 13- מודל הגרר 19
- איור 14- פקודות כניסה עבור ציר X..... 20
- איור 15- פקודות כניסה עבור ציר Z..... 21
- איור 16- התכנסות פונקציה המחיר..... 21
- איור 17- פקודת כניסה בציר Z לתרחיש אימות מול סימולציה מלאה..... 22
- איור 18- פקודת כניסה בציר Y לתרחיש אימות מול סימולציה מלאה..... 22
- איור 19- תוצאות תרחיש האימות מול סימולציה מלאה- מהירות ותאוצה בצירים Y ו Z- כפונקציה של הזמן..... 23
- איור 20 - תוצאות תרחיש האימות מול סימולציה מלאה- מהירות ותאוצה זוויתית בציר X כפונקציה של הזמן..... 23
- איור 21 - מעבדה לבקרה..... 24
- איור 22 - מרחב ניסוי מספר 2..... 25
- איור 23- סינון רעש מדידת קצב זוויתי..... 26
- איור 24- סינון רעש מדידת תאוצת בציר Z..... 26
- איור 25- סינון רעש מדידת תאוצת בציר Z..... 27
- איור 26- סינון רעש מדידת תאוצת בציר Z..... 27
- איור 27 - זווית סבסוב, תרחיש (1) אימות זוויתי..... 29
- איור 28- תרחיש (1)- אימות פרמטר b..... 29
- איור 29 – פקודות כניסה, תרחישי למידה (2) (3) (4), פרמטרים Cdz, K 30
- איור 30 – מיקום Z, תוצאות למידה תרחיש (2), פרמטרים Cdz, K 31
- איור 31- מהירות, תוצאות למידה תרחיש (2), פרמטרים Cdz, K 32
- איור 32 – תאוצה, תוצאות למידה תרחיש (2), פרמטרים Cdz, K 32
- איור 33 - מיקום Z, תוצאות למידה תרחיש (3), פרמטרים Cdz, K 33
- איור 34- מהירות, תוצאות למידה תרחיש (3), פרמטרים Cdz, K 34
- איור 35 - תאוצה, תוצאות למידה תרחיש (3), פרמטרים Cdz, K 34
- איור 36- מיקום Z, תוצאות למידה תרחיש (4), פרמטרים Cdz, K 35
- איור 37 - מהירות, תוצאות למידה תרחיש (4), פרמטרים Cdz, K 36
- איור 38 - תאוצה, תוצאות למידה תרחיש (4), פרמטרים Cdz, K 36
- איור 39 - פקודות כניסה מיקום Z, תרחישי (5) (6) למידה פרמטר $K2$ 37
- איור 40 - פקודות כניסה זווית עלרוד, תרחישי למידה (5) (6) פרמטר $K2$ 38
- איור 41 - פקודות כניסה זווית גלגול, תרחישי למידה (5) (6) פרמטר $K2$ 38
- איור 42- זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר $K2$ 39
- איור 43 - זווית גלגול, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר $K2$ 39
- איור 44 - תנועה בציר Z, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר $K2$ 40
- איור 45 - תנועה בציר y, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר $K2$ 41



איור 46 - תנועה בציר x, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר K2	42
איור 47 - תנועה זוויתית, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר K2	43
איור 48 - זווית גלגול, תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K2	44
איור 49 - זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K2	44
איור 50 - תנועה בציר Z, תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K2	45
איור 51 - תנועה בציר x, תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K2	46
איור 52 - תנועה בציר y, תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K2	47
איור 53 - פקודות כניסה זווית עלרוד תרחיש למידה (7) (8) (9), פרמטר Cdx	48
איור 54 - פקודות כניסה מיקום Z, תרחיש למידה (7) (8) (9), פרמטר Cdx	49
איור 55 - זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (7), פרמטר Cdx	49
איור 56 - תנועה בציר x, תוצאות למידה תרחיש (7), פרמטר Cdx	50
איור 57 - תנועה בציר Z, תוצאות למידה תרחיש (7), פרמטר Cdx	51
איור 58 - תנועה בציר y, תוצאות למידה תרחיש (7), פרמטר Cdx	52
איור 59 - זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (8), פרמטר Cdx	53
איור 60 - תנועה בציר Z, תוצאות למידה תרחיש (8), פרמטר Cdx	54
איור 61 - תנועה בציר x, תוצאות למידה תרחיש (8), פרמטר Cdx	55
איור 62 - תנועה בציר y, תוצאות למידה תרחיש (8), פרמטר Cdx	56
איור 63 - זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (9), פרמטר Cdx	57
איור 64 - תנועה בציר Z, תוצאות למידה תרחיש (9), פרמטר Cdx	58
איור 65 - תנועה בציר x, תוצאות למידה תרחיש (9), פרמטר Cdx	59
איור 66 - תנועה בציר y, תוצאות למידה תרחיש (9), פרמטר Cdx	60
איור 67 - תנועה בציר Z, תרחיש אימות, פרמטר Cdx	61
איור 68 - תנועה בציר X, תרחיש אימות, פרמטר Cdx	62
איור 69 - תנועה בציר y, תרחיש אימות, פרמטר Cdx	63
איור 70 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 9, תנועה בציר Z	64
איור 71 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 9, תנועה בציר X	65
איור 72 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 9, תנועה בציר Y	66
איור 73 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 7, תנועה בציר X	67
איור 74 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 7, תנועה בציר Z	67
איור 75 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 8, תנועה בציר X	68
איור 76 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 8, תנועה בציר Z	69
איור 77 - זווית עלרוד, תרחיש אימות (10)	70
איור 78 - תנועה בציר Z, תרחיש אימות (10)	71
איור 79 - תנועה בציר X, תרחיש אימות (10)	72
איור 80 - תנועה בציר y, תרחיש אימות (10)	73
איור 81 - זווית עלרוד, תרחיש אימות (11)	74
איור 82 - תנועה בציר x, תרחיש אימות (11)	75
איור 83 - תנועה בציר y, תרחיש אימות (11)	76
איור 84 - תנועה בציר z, תרחיש אימות (11)	77



מבוא- תקציר חלק ראשון

בחלק הראשון של הפרויקט פותח מודל של הרחפן עבור מצב של ריחוף ונמצא כי התוצאות האופטימליות התקבלו עבור התרחישים שהתמקדו בתנועה הזוויתית. עבור התנועה הקווית ניתן היה לראות כי המודל היה חלקי ולא מדויק וכן נדרשה הרחבה עבור מצב טיסה שהוא לא ריחוף. הקשר שהתקבל בחלק זה בין ההספק של כל רוטור לבין מהירות הסיבוב של הרוטור הוא:

$$P = C \cdot T \cdot \omega \quad (1)$$

כאשר C קבוע כלשהו, T הדחף שמייצר הרוטור. מצד שני ההספק הוא כוח כפול מהירות, לכן ניתן לרשום:

$$P = T \cdot V \quad (2)$$

כאשר V הינה המהירות הכוללת העוברת דרך דיסקת הרוטור. הקשר המתקבל בין המהירות העוברת דרך דיסקת הרוטור לבין הדחף, עבור מצב ריחוף ובאמצעות משוואת התנע הינו:

$$V_h = \left(\frac{T}{2 \cdot \rho A} \right)^{0.5} \quad (3)$$

באמצעות שלושת הקשרים האלו מתקבל את הקשר בין הדחף של כל רוטור לבין מהירות הסיבוב שלו:

$$T = K_1 \omega^2 \quad (4)$$

כעת נרחיב את המודל למצב טיסה שהוא מעבר למצב ריחוף. נתאר שני מצבים: טיסה אנכית (נסיקה/הנמכה) וטיסה קדימה. על מנת לפתח קשרים אלו ניעזר בתורת התנע עבור כנף סובבת.

מידול אווירודינמי של הרחפן

ישנם מספר גישות למידול אווירודינמי של רחפן. בפרויקט זה נתמקד בשתיים משיטות אלה- שיטת גלאוורט ושיטת אלמנט הלהב ותנודות הרוטורים. נרחיב על כל שיטה, אך רק שיטת אלמנט הלהב תוצג בהמשך בחלק של הסימולציה והניסויים. הסיבות לכך יפורטו בחלק של סיכום ומסקנות.



תורת התנע- שיטת Glaert

א. נסיקה אנכית:

כאשר הרחפן נמצא במצב נסיקה ישנה מהירות מושרית הנוצרת בכיוון הדחף, לכן המהירות שהדסקה רואה היא סכום המהירויות- המציפה והמושרית. המהירות המגיעה מעל לדסקת הרוטור היא V_c ובקרבת הדיסקה נוצרת גם מהירות מושרית V_i לכן סה"כ המהירות שדיסקת הרוטור רואה היא $V_c + V_i$. מתוך שימור מסה, תנע ואנרגיה מתקבלים הקשרים הבאים:

$$\dot{m} = \rho A(V_c + V_i), \quad (5)$$

$$T = \dot{m}w \quad (6)$$

$$w = 2V_i \quad (7)$$

ומכאן מתקבל:

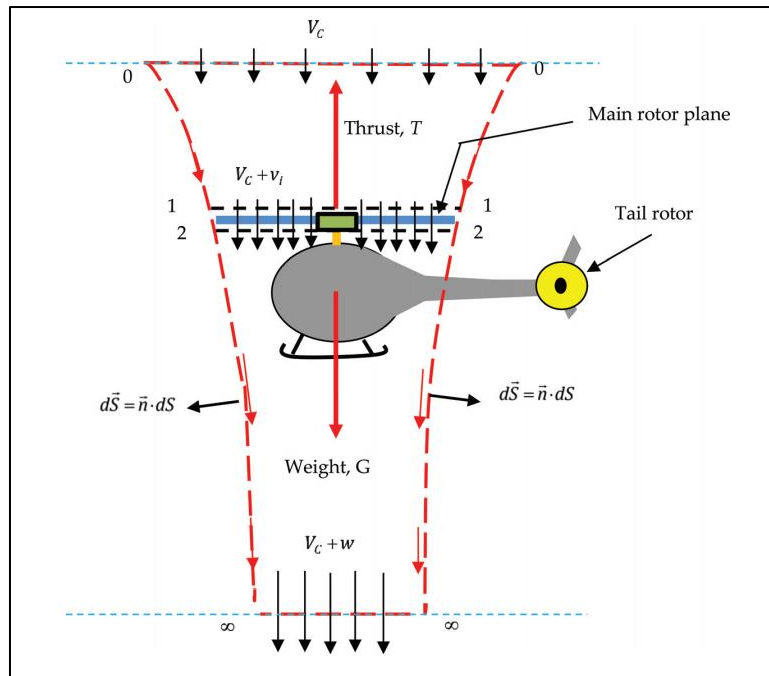
$$\frac{T}{2\rho A} = V_c \cdot V_i + V_i^2 \quad (8)$$

על מנת לפשט את האנליזה נניח כי התנועה מתבצעת במצב קוואזי סטטי, כלומר הדחף הוא דחף ריחוף. לכן האיבר באגף שמאל שווה למהירות המושרית במצב ריחוף (3) ונוכל מתקבל הקשר הבא:

$$\left(\frac{V_i}{V_h}\right)^2 + \frac{V_c}{V_h} \left(\frac{V_i}{V_h}\right) - 1 = 0 \quad (9)$$

מכיוון שהיחס $\frac{V_i}{V_h}$ חיובי במצב נסיקה, מתקבל הפתרון הבא עבור המהירות המושרית המנורמלת:

$$\frac{V_i}{V_h} = -\frac{1}{2} \frac{V_c}{V_h} \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{V_c}{V_h}\right)^2 + 1} \quad (10)$$



איור 1- נסיקה אנכית

ב. הנמכה אנכית:

הזרימה מגיעה מתחת לדסקת הרוטור במהירות Vd וחוצה את הדסקה במהירות $Vd - Vi$. רחוק ממישור הדיסקה המהירות היא $Vd - w$. מתוך שימור מסה, שימור תנע ושימור אנרגיה:

$$(11) \quad T = -\dot{m}w$$

$$(12) \quad T(Vd - Vi) = -\frac{1}{2}\dot{m}w(2Vd - w)$$

מתוך קשרים אלו נקבל:

$$(13) \quad -\dot{m}w(Vd - Vi) = -\frac{1}{2}\dot{m}w(2Vd - w)$$

לקן:

$$(14) \quad Vi = \frac{w}{2}$$

באופן דומה לפיתוח עבור מצב נסיקה אנכית נפתח עבור מצב הנמכה אנכית אך כעת נשים לב כי Vd הינו שלילי.

$$(15) \quad T = -\dot{m}w = -\rho A(Vd + Vi)2Vi = -2\rho A(Vd + Vi)Vi$$

$$(16) \quad \frac{T}{2\rho A} = -Vd \cdot Vi - Vi^2$$

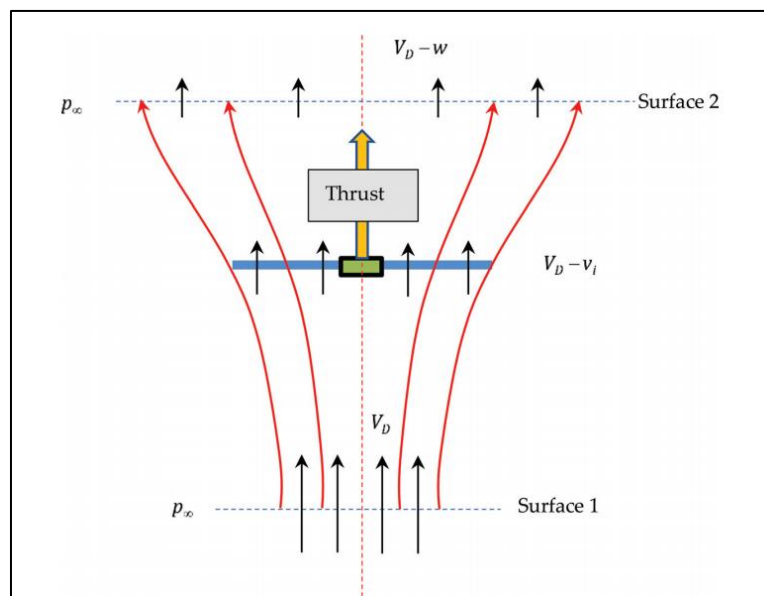
הפתרון המתקבל כעת:

$$(17) \quad \frac{Vi}{Vh} = -\frac{1}{2} \frac{Vd}{Vh} - \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{Vd}{Vh} \right)^2 - 1}, \quad |Vd| > 2Vh$$

במקרים שבהם $-2 < \frac{Vd}{Vh} < 0$ נדרש למצוא קשר אמפירי עבור המהירות המושרית. קשר זה יכול להינתן באמצעות הנוסחה הבאה (Todorov, Helicopter Flight Physics):

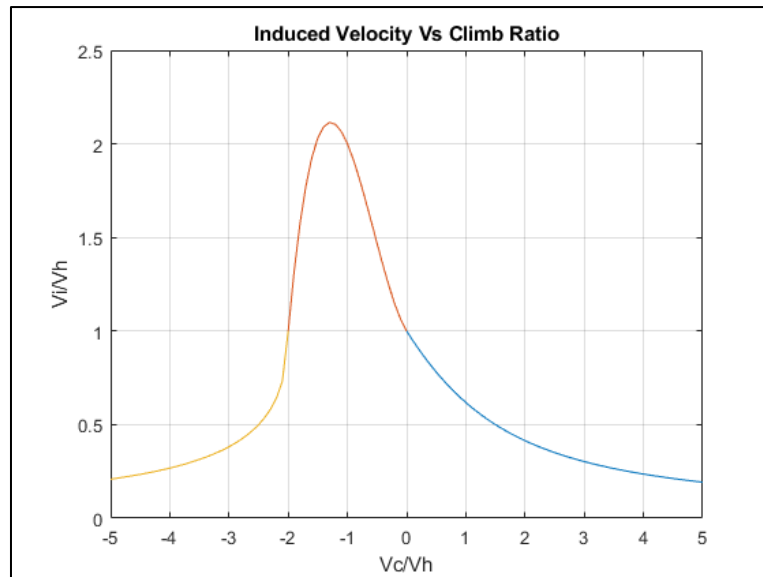
$$(18) \quad \frac{Vi}{Vh} = a + a_1 \left(\frac{Vd}{Vh} \right) + a_2 \left(\frac{Vd}{Vh} \right)^2 + a_3 \left(\frac{Vd}{Vh} \right)^3$$

כאשר: $a = 1, a_1 = -0.5, a_2 = \frac{5}{4}, a_3 = \frac{3}{4}$.



איור 2- הנמכה אנכית

כעת נאחד את שלושת התחומים (נסיקה, הנמכה, אזור ביניים) על מנת למצוא קשר עבור המהירות המושרית כתוצאה מזרימה מצפה אנכית למישור הדסקה.

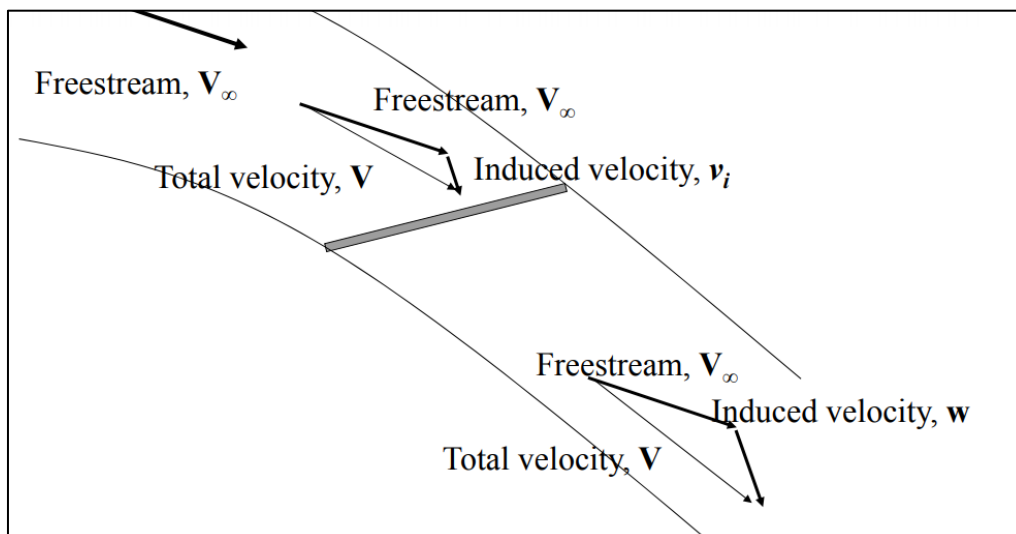


איור 3 – מהירות מושרית בטיסה אנכית

ג. טיסה קדימה:

כעת נבחן מצב שבו הרחפן טס קדימה ודסקת הרוטור מוטית בזווית התקפה α . במצב הזה הזרימה אותה פוגשת דיסקת הרוטור היא בעלת שני רכיבים: רכיב ניצב לדסקת הרוטור $V_\infty \sin \alpha$ ורכיב מקביל $V_\infty \cos \alpha$. באופן דומה לדרך שהוצגה עבור טיסה אנכית, הדחף המתקבל במצב זה:

$$T = 2\rho A V_i \sqrt{(V_\infty \cos \alpha)^2 + (V_\infty \sin \alpha + V_i)^2} \quad (19)$$



איור 4- מודל Glauert

ד. מומנטים:

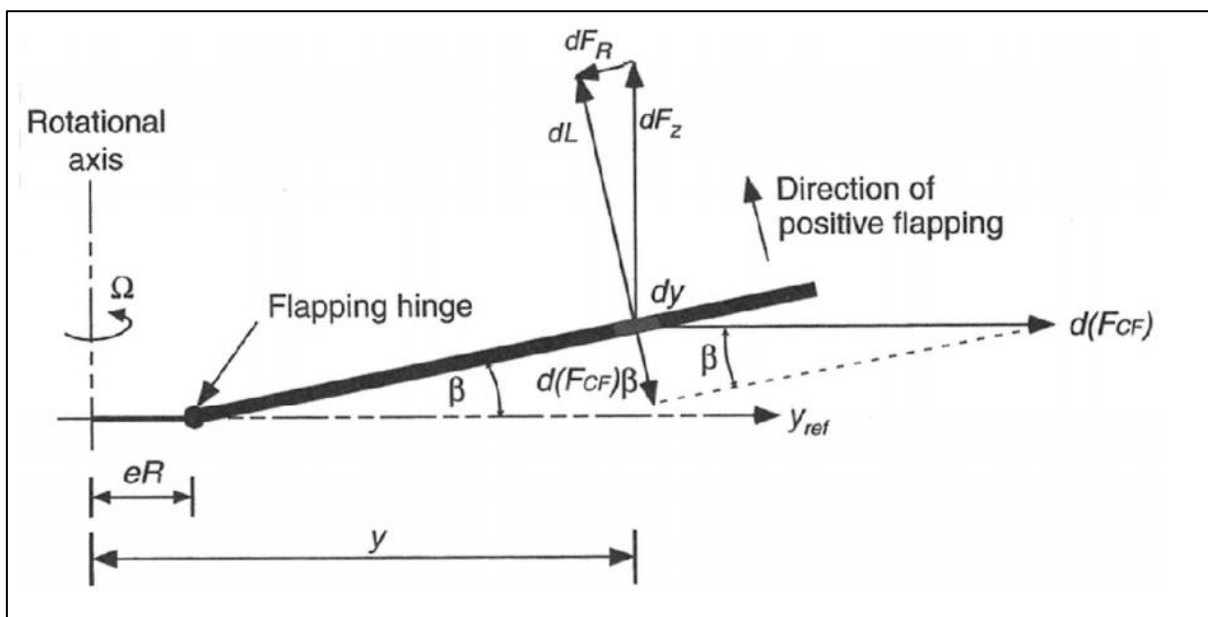
עבור חישוב המומנטים נשתמש באותו מודל שהשתמשנו בו עבור החלק הקודם:

$$(20) \quad \tau_B = \begin{bmatrix} T_1 - T_3 \\ T_2 - T_4 \\ b_h(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix}$$

הערך b_h הוא אותו ערך שנמצא בחלק הקודם של הפרויקט (פרמטר הקשור לחיכוך הלהב המסתובב).

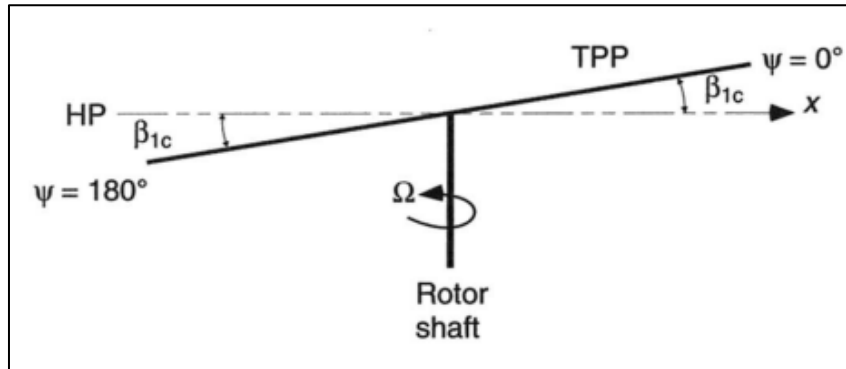
תורת אלמנט הלהב ומודל תנודות הרוטורים

רוטור הרחפן מחובר בציר סיבוב בקצהו, והציר מאפשר הן תנועה סבסוב והן תנועת עלרוד קטנה (תנודות). כאשר הרוטור מסתובב נוצר כוח צנטריפוגלי החוצה, לכוח זה יש רכיב הניצב למישור דסקת הרוטור. אם נתבונן בכוחות הפועלים על מישור הלהב בעת סבסוב (איור 5) נראה כי הכוח הצנטריפוגלי גורם לתנועה שלילית (*negative flapping*), ואילו הכוח האווירודינמי גורם לתנועה חיובית. בנוסף, יפעל כוח אינרציאלי בניגוד לכיוון התאוצה. בטיסה קדימה מתקבל מצב שיווי משקל עבור מומנט הציר שמתאפס (כתוצאה מהכוח האווירודינמי, הצנטריפוגלי והאינרציאלי).

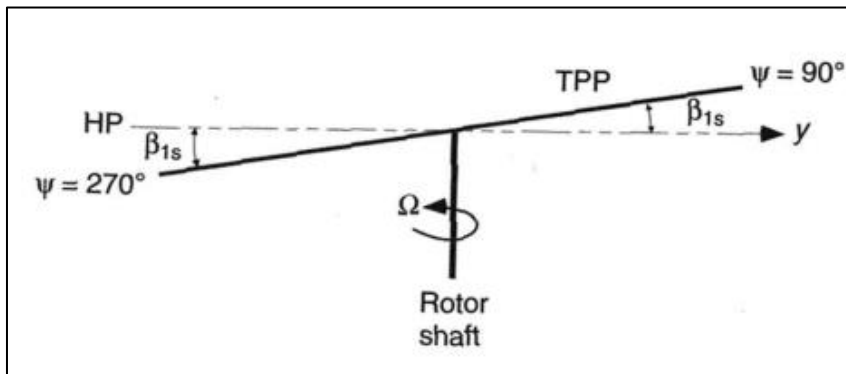


איור 5- אלמנט הלהב ותנודות הרוטור

התנועה הסיבובית של הרוטורים גורמת לתנועת הטיה מחזורית של קצב הלהב, כאשר ניתן להפריד את ההטיה זו ל-2 רכיבים: אורכי ורוחבי (איורים 6,7).



איור 6- תנועה אורכית



איור 7- תנועה אנכית

המהירות הכוללת של רוטור נתונה על ידי:

$$v_r = \bar{\Omega} X \bar{D} + \bar{V}_B \quad (21)$$

כאשר \bar{D} זהו וקטור מקצה להב הרוטור למרכז המסה של הרחפן (איור 8):

$$\begin{aligned} \bar{D}_1 &= \left[d \frac{\sqrt{2}}{2} \quad -d \frac{\sqrt{2}}{2} \quad h \right]^T \\ \bar{D}_2 &= \left[d \frac{\sqrt{2}}{2} \quad d \frac{\sqrt{2}}{2} \quad h \right]^T \\ \bar{D}_3 &= \left[-d \frac{\sqrt{2}}{2} \quad +d \frac{\sqrt{2}}{2} \quad h \right]^T \\ \bar{D}_4 &= \left[-d \frac{\sqrt{2}}{2} \quad -d \frac{\sqrt{2}}{2} \quad h \right]^T \end{aligned} \quad (22)$$



נגדיר מהירות ניצבת ומהירות מקבילה בלתי ממדיות:

$$\lambda = \frac{(v_r)_3}{\omega R} \quad (23)$$

$$\mu = \frac{\sqrt{(v_r)_1^2 + (v_r)_2^2}}{\omega R} \quad (24)$$

זוויות התנודה במערכת צירי רוטור (כלומר כאשר וקטור המהירות הקווית של הרוטור נמצא במישור התנודה האורכית, כפי שניתן לראות באיור 9) נתונות בקירוב על ידי הקשר הבא:

$$\begin{Bmatrix} \beta_{1,r} \\ \beta_{2,r} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{8}{3}\theta_0 + 2(\theta_{tip} - \theta_0) - 2\lambda}{\frac{1}{\mu} - \frac{1}{2}\mu} \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (25)$$

כאשר θ_0 זווית פיתול שורש הלהב, θ_{tip} זווית פיתול קצה הלהב.

ישנו קשר עבור בין זוויות בצירי הרוטור לזוויות בצירי גוף הרחפן (כלומר כאשר ציר x גוף נמצא במישור התנודה האורכית, איור 9) והוא נתון על ידי:

$$j = \tan^{-1} \left(\frac{v_{r2}}{v_{r1}} \right) \quad (26)$$

$$C_b^r = \begin{pmatrix} \cos j & -\sin j \\ \sin j & \cos j \end{pmatrix} \quad (27)$$

$$\begin{Bmatrix} \beta_{1,b} \\ \beta_{2,b} \end{Bmatrix} = C_b^r \begin{Bmatrix} \beta_{1,r} \\ \beta_{2,r} \end{Bmatrix} \quad (28)$$

זוויות התנודה ביחס לגוף הרחפן (איור 8), במערכת צירי גוף:

$$\begin{Bmatrix} a_{1s} \\ b_{1s} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \beta_{1,b} \\ \beta_{2,b} \end{Bmatrix} - \frac{16}{\gamma \omega} \begin{Bmatrix} q \\ p \end{Bmatrix} \quad (29)$$

כאשר γ זהו *Lock Number* ונתון על ידי (Pounds):

$$\gamma = \frac{\rho a_0 c R^4}{I_b} \quad (30)$$

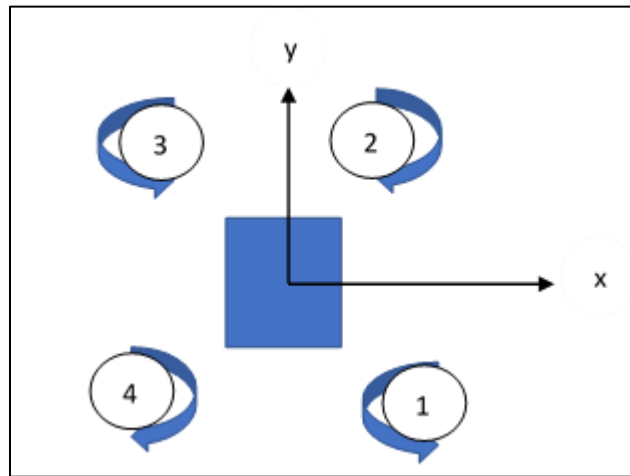
I_b מומנט האינרציה של הרוטור, p, q רכיבי הגלגול והעלרוד של המהירות הזוויתית של הרחפן, a_0 שיפוע קו עילוי עבור הלהב, c מיתר הלהב, R רדיוס הלהב.

כעת ניתן לקבל את וקטורי הדחף והמומנט עבור הלהב (Pounds):

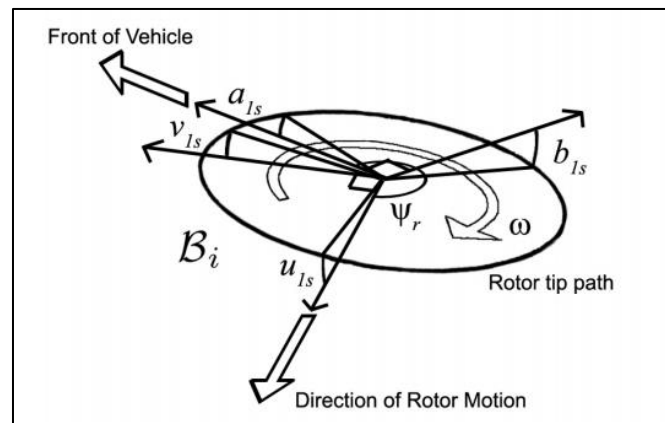
$$(31) \quad \bar{F} = \omega^2 C_T R^2 A \rho \cdot \begin{Bmatrix} -\sin(a_{1s}) \cos(b_{1s}) \\ \sin(b_{1s}) \\ -\cos(a_{1s}) \cos(b_{1s}) \end{Bmatrix}$$

$$(32) \quad \bar{M} = \bar{D} X \bar{F} + \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\omega |\omega| C_q R^3 A \rho \end{Bmatrix}$$

כאשר C_T הינו מקדם הדחף של הלהב (נניח כי הוא קבוע). המומנט מורכב מתרומת הדחף של הלהבים ומתרומת מומנט הפיתול הנוצר כתוצאה מסבסוב הרוטורים.



איור 8- קונפיגורצית הרוטורים



איור 9- מודל רוטור יחיד ותיאור הכוחות עליו



כוח הגרר:

את מקדם הגרר נמדד באופן הבא:

$$(33) \quad \begin{pmatrix} Cdx \\ Cdy \\ Cdz \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Cd_{0xy} \\ Cd_{0xy} \\ Cd_{0z} \end{pmatrix}$$

כלומר אנו מניחים כי מקדם הגרר מורכב מגרר צורה בלבד ושהוא שונה עבור המישורים השונים. גרר הצורה סימטרי עבור מישורים YZ, XZ.

לכן כוח הגרר יהיה:

$$(34) \quad \begin{pmatrix} Dx \\ Dy \\ Dz \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{2} \rho v_x^2 c \cdot Cd_{0xy} \\ \frac{1}{2} \rho v_y^2 c \cdot Cd_{0xy} \\ \frac{1}{2} \rho v_z^2 c \cdot Cd_{0z} \end{pmatrix}$$

שיטת הפתרון:

שיטת הפתרון תתבסס על מודל אלמנט הלהב שכן הוא מניב מודל פשוט יותר. בתורת התנע ישנו קושי למידול המהירות המושרית באופן פשוט יחסית וכן היא אמפירי בחלקים מסוימים כאשר הרחפן אינו סביב מצב ריחוף.

נרצה למצוא מודל פשוט המתבסס על מספר פרמטרים שאותם ניתן יהיה לכייל בניסויי טיסה. ראינו כי הדחף והמומנט נתונים על ידי:

$$(35) \quad \bar{F} = \omega^2 C_T R^2 A \rho \cdot \begin{pmatrix} -\sin(a_{1s}) \cos(b_{1s}) \\ \sin(b_{1s}) \\ -\cos(a_{1s}) \cos(b_{1s}) \end{pmatrix}$$

$$(36) \quad \bar{M} = \bar{D} X \bar{F} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -\omega |\omega| C_q R^3 A \rho \end{pmatrix}$$



את הפרמטר הראשון עבור הדחף נגדיר באופן הבא:

$$K_1 = C_T R^2 A \rho \quad (37)$$

כעת נסתכל על הביטוי לזוויות התנודה:

$$\begin{Bmatrix} a_{1s} \\ b_{1s} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \beta_{1,b} \\ \beta_{2,b} \end{Bmatrix} - \frac{16}{\gamma \omega} \begin{Bmatrix} q \\ p \end{Bmatrix} \quad (38)$$

כפי שתואר קודם לכן, הזוויות $\begin{Bmatrix} \beta_{1,b} \\ \beta_{2,b} \end{Bmatrix}$ תלויות בפרמטרים הבאים:

- מהירות הרחפן V
- זווית ההתקפה α
- מהירות סיבוב הרוטור ω
- וקטור מיקום קצה הרוטור ביחס למרכז המסה \bar{D}
- רדיוס הרוטור R

חלק מהערכים הרחפן מודד/משערך (V, α, ω) וחלקם ניתן למדידה (R, D) . לכן הפרמטר אותו נרצה להגדיר כפרמטר כיוול יהיה מספר לוק (Lock Number) אשר תלוי במומנט אינרציה, גדלים גאומטריים, וגדלים אווירודינמיים.

נגדיר את הפרמטר השני לכיוול:

$$K_2 = \gamma \quad (39)$$

נשים לב כי בעת טיסה אנכית ($\alpha = 90^\circ$) מתקבל:

$$\mu = 0 \quad (40)$$

$$\bar{F} = [0 \quad 0 \quad K_1 \omega^2]^T \quad (41)$$

כלומר חוזרים למצב שאותו קיבלנו בחלק א' בפרויקט.

עבור המומנט נגדיר את הפרמטר הבא:

$$b = C_q R^3 A \rho \quad (42)$$

במצב ריחוף מתקבל:

$$M = \bar{D} X \bar{F} - [0 \quad 0 \quad b \omega^2]^T \quad (43)$$



הפרמטרים אותם נרצה למצוא הם:

- Cd_{xy} •
- Cd_z •
- K_1 •
- K_2 •
- b •

מציאת הפרמטר b

את הפרמטר b מצאנו בחלק הקודם של הפרויקט באמצעות תמרון סביב מצב ריחוף תוך פקודות קטנות בתנועה הזוויתית, לכן מכיוון שאין מהירות מציפה בתרחיש זה הפתרון יהיה תקף גם כאן. נוודא זאת באמצעות תמרון סבסוב.

מציאת הפרמטר K_1, C_{d_z}

ראינו כי מבחינת מודל הדחף K_1 בא לידי ביטוי בתמרון אנכי (לעומת K_2 שאינו בא לידי ביטוי). מכיוון שבחלק א' של הפרויקט מצאנו את הפרמטר הזה באמצעות תמרון אנכי, הערך שהתקבל מתאים גם למודל המורחב. נוודא זאת באמצעות תמרון אנכי. ניתן להניח כי גם הפרמטר C_{d_z} בא לידי ביטוי בתרחיש הנ"ל.

מציאת פרמטר K_2 :

ראינו במודל הדחף המורחב כי K_2 קשור למהירות הזוויתית של הגוף, לכן נרצה לבצע תמרון הכולל תנועה זוויתית כלשהי. התמרון יהיה סביב מצב ריחוף תוך מתן פקודות עלרוד וגלגול.

מציאת הפרמטר $C_{d_{xy}}$:

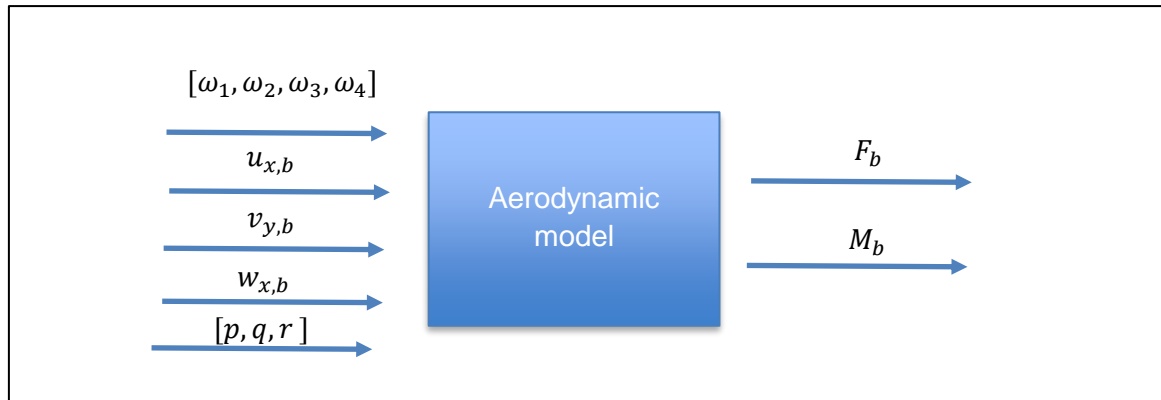
לאחר שמצאנו את כל שאר הפרמטרים, ניתן לבצע תמרון של טיסה ישרה בכיוון x או y , כאשר התמרון ארוך יחסית (על מנת לצבור מהירות ולהגיע למצב מתמיד). תרחיש כזה ייתן לנו אינדיקציה על מקדם גרר הצורה $C_{d_{xy}}$.

תרחישי אימות:

לאחר שנמצא את הפרמטרים נרצה לוודא את התוצאות. אנו מצפים כי עקב הגרר ומודל אלמנט הלהב התנועה בתרחיש ארוך יחסית בטיסה באחד הצירים תגיע למצב מתמיד. נתכנן טיסות אימות ארוכות יחסית כך שמצב זה יוכל לבוא לידי ביטוי.



לאחר שנמצא את המקדמים ובדוק את המשתנים כתלות בתנאי הטיסה, נקבל מודל אווירודינמי מפושט התלוי במקדמים אלו (שייתכן ותלויים בתנאי הטיסה). תרשים סכמתי של הכניסות והיציאות מהבלוק האווירודינמי:



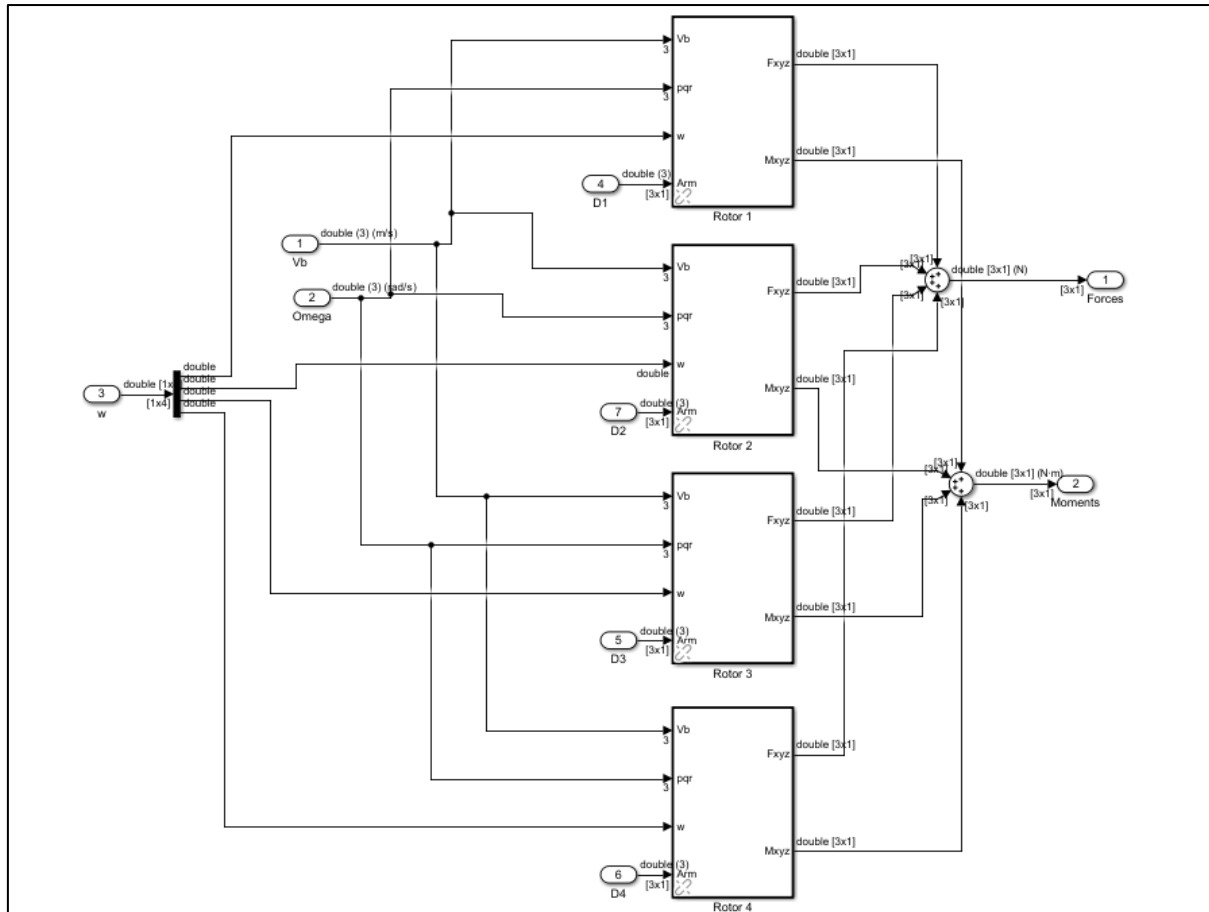
איור 10- תרשים סכמתי של הכניסות והיציאות למודל האווירודינמי



מבנה הסימולציה

מידול כוח הדחף

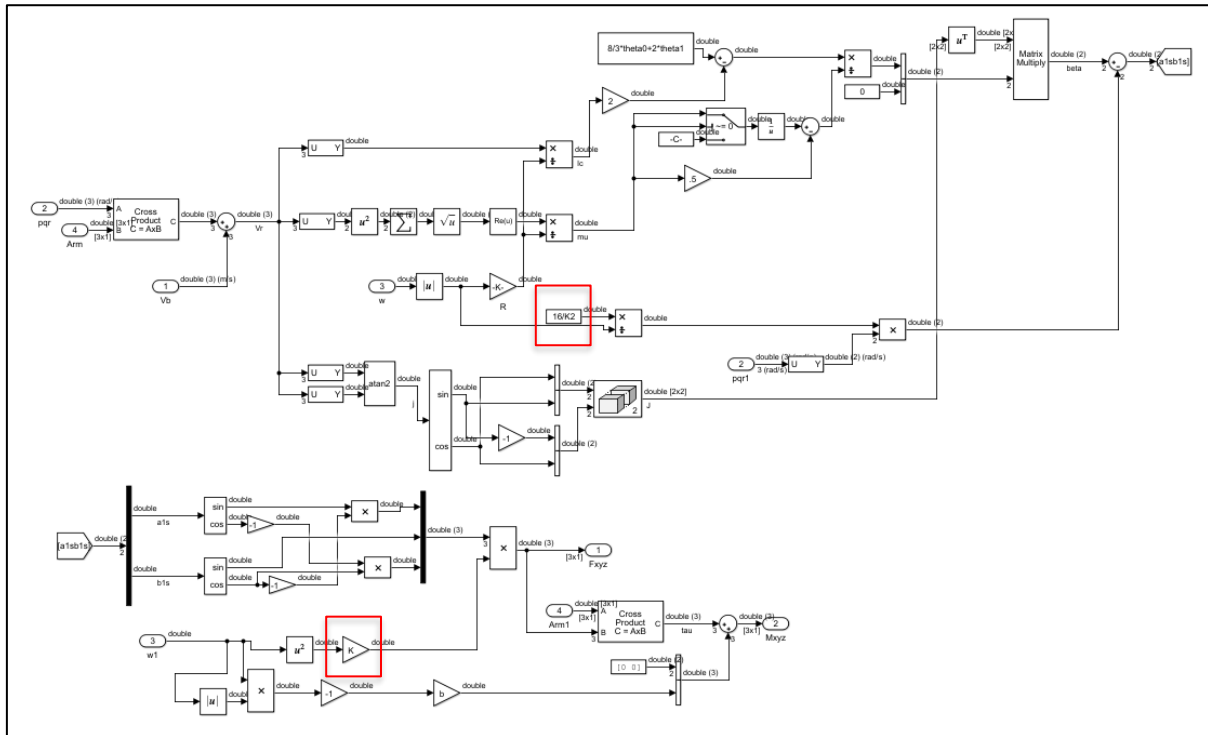
הפיתוח המתמטי שהוזכר לעיל עבור הכוחות מומש במטלב בבלוק *Thrust* שנמצא בתוך *Simplified Motor Dynamic*.
הכניסות לבלוק הן מהירויות בצירי גוף, מהירויות זוויתיות בצירי גוף, ומהירות סיבוב המנוע.



איור 11- בלוק חישוב הדחף



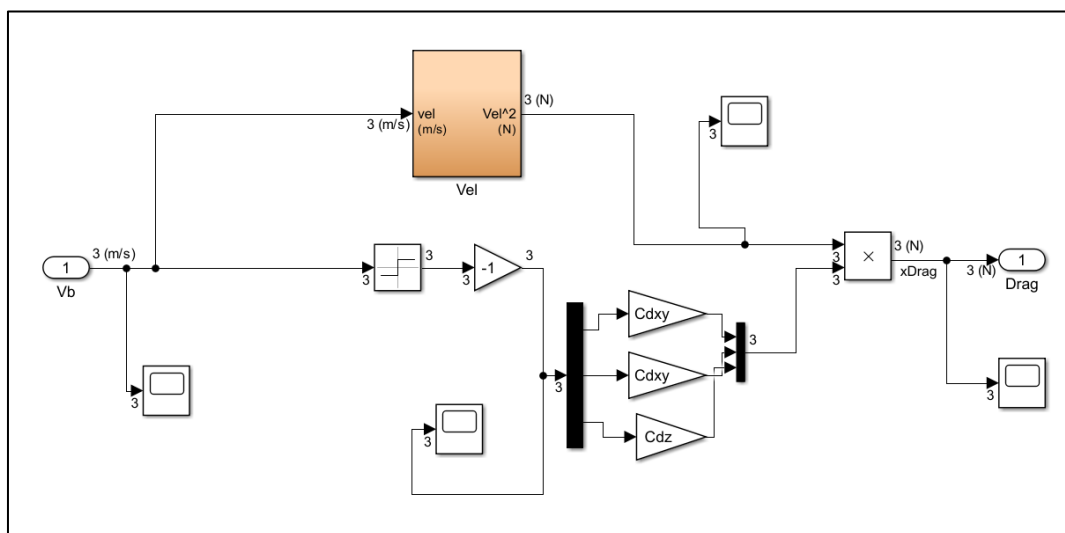
בתוך הבלוק *Thrust* נמצא המימוש של חישוב הדחף לפי תורת אלמנט הלהב.
בלוק מסומנים 2 הפרמטרים אותם נרצה לכייל במודל הדחף: K_2, K_1 .



איור 12- מבנה בלוק הדחף

מידול כוח הגרר

בלוק הגרר מודל לפי מקדמים במישור XY ובמישור Z :



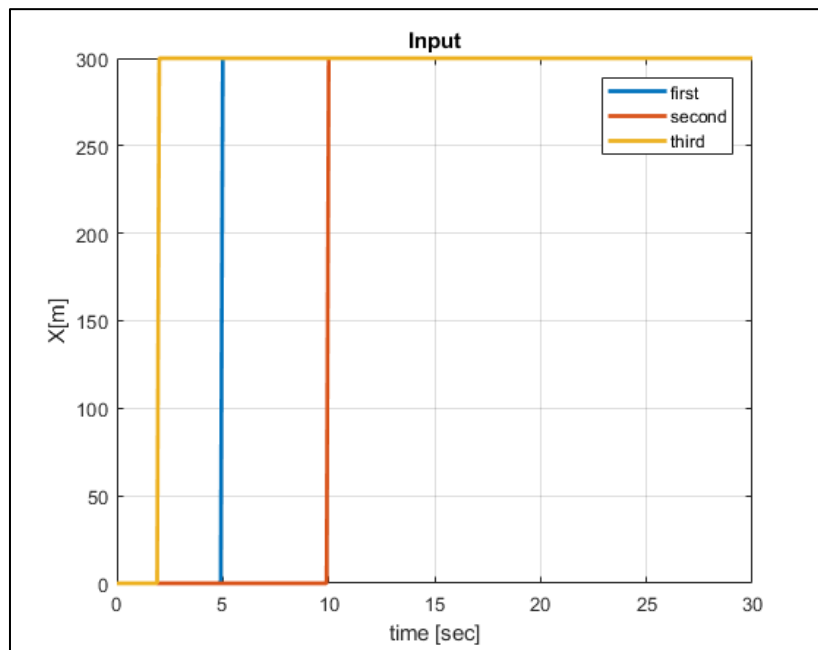
איור 13- מודל הגרר

מציאת הפרמטרים של הרחפן מול סימולציה

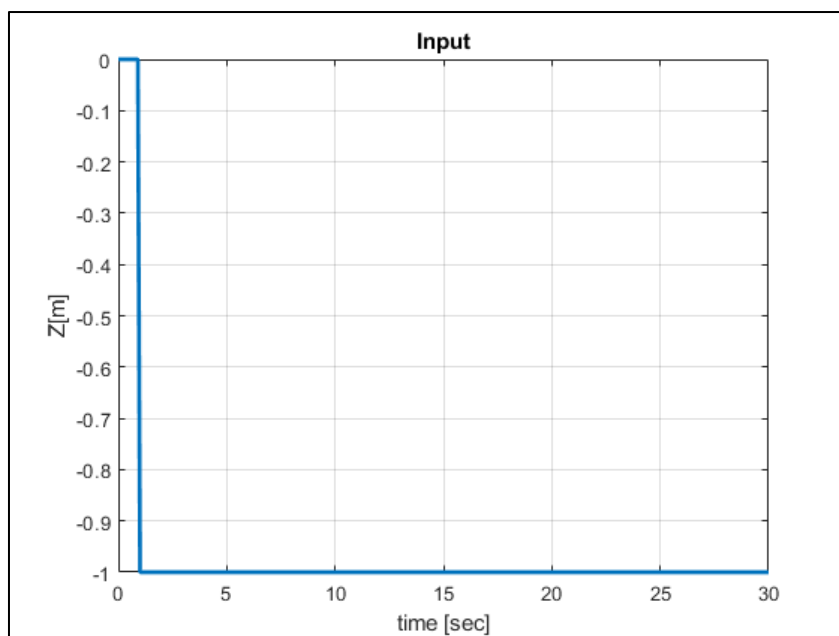
בפרק זה לא נמצא את פרמטרי הגרר $C_{d_{xy}}, C_{d_z}$ מכיוון שהם לא באים לידי ביטוי בסימולציה המקורית (מוגדרים 0). עקב כך, עבור תמרון אנכי הפרמטר היחיד שבא לידי ביטוי הוא K_1 . מכיוון שבחלק א' מצאנו את אותו פרמטר בתמרון אנכי, הפתרון כאן יהיה זהה – כלומר לא נצטרך למצוא אותו בשנית. נשארנו עם מציאת הפרמטר K_2 .
נעריך את הפרמטר עבור הניחוש הראשוני:

$$K_2 = \frac{\rho a_0 c R^4}{I_b} = \frac{1.185 \cdot 2.5 \cdot 0.001 \cdot 0.033^4}{10^{-10}} = 35.13$$

כפי שתואר בפרק שיטת הפתרון נלמד את הפרמטר על בסיס 3 תרחישים כאשר התנועה תהיה בצירים X, Y .
פקודות הכניסה:

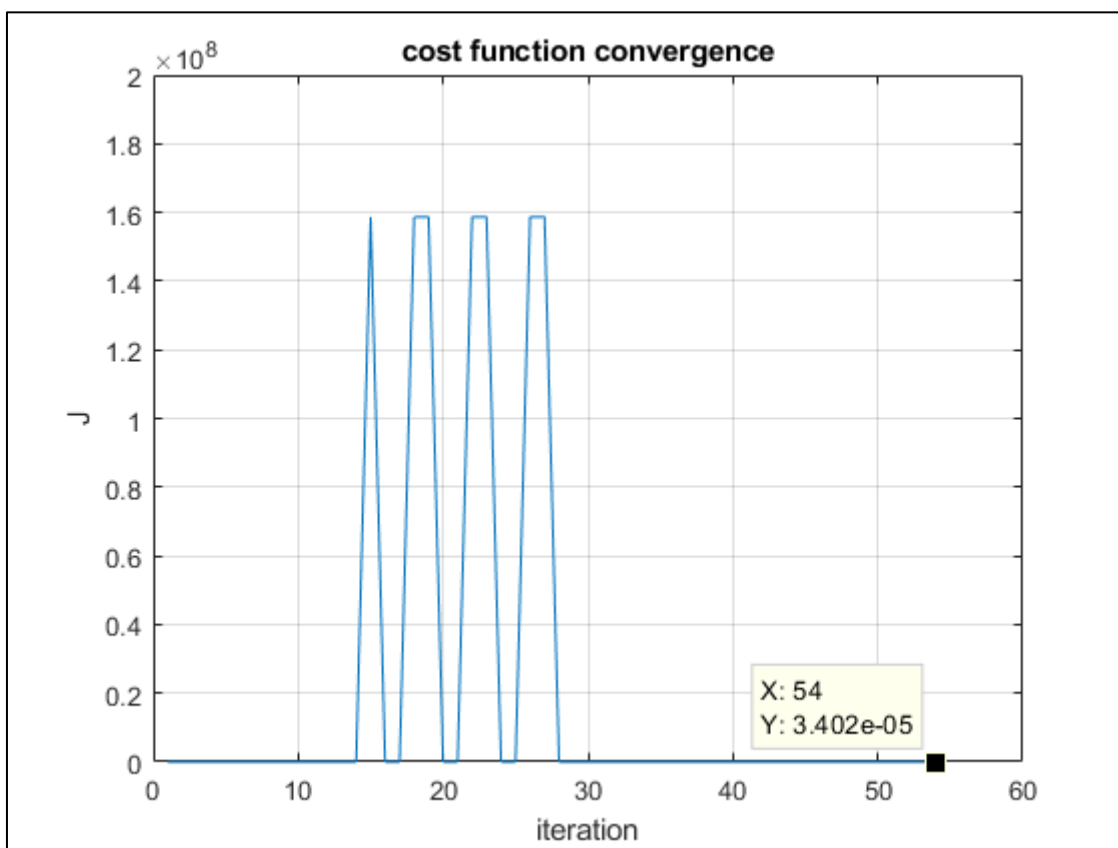


איור 14 - פקודות כניסה עבור ציר X



איור 15- פקודות כניסה עבור ציר Z

תהליך ההתכנסות:



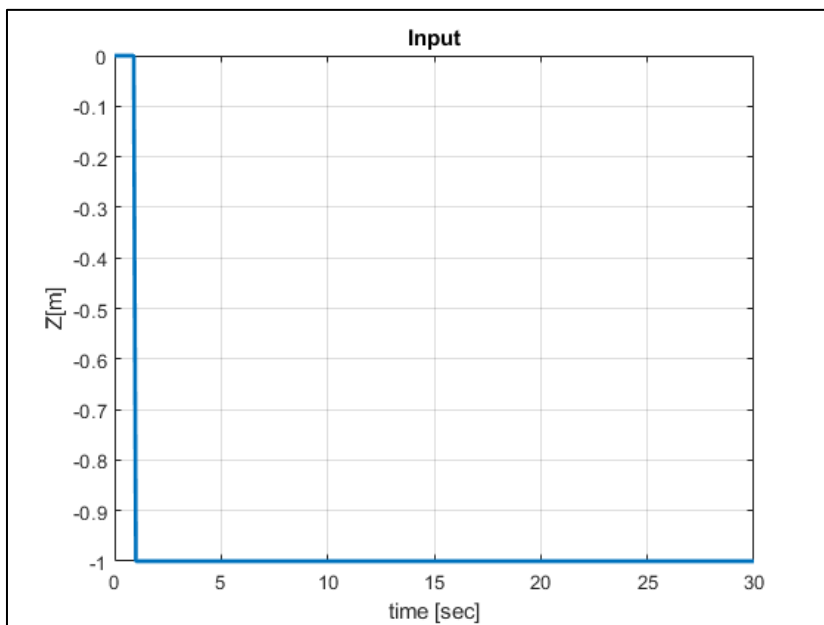
איור 16- התכנסות פונקציית המחיר

הערך שהתקבל: $K_2 = 0.6051$

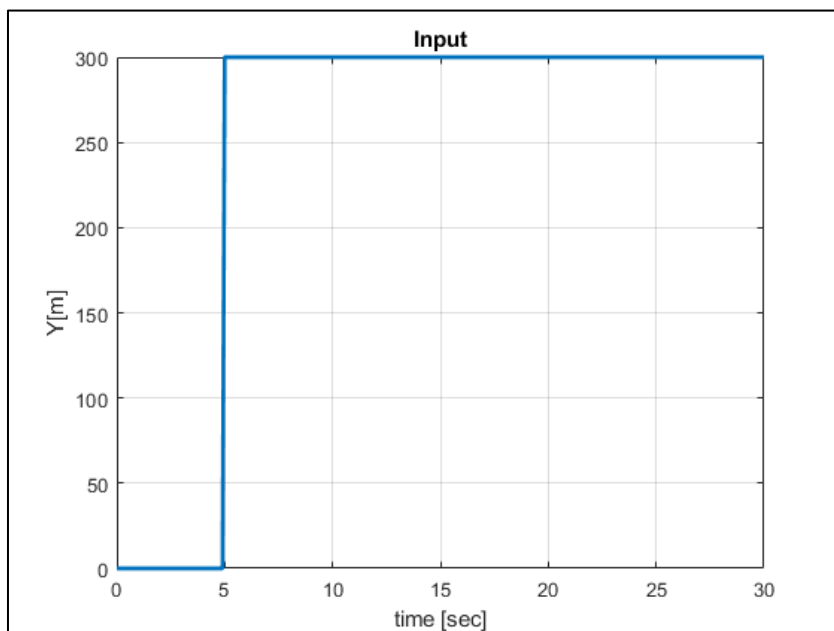


תרחיש אימות:

נבחן את התנועה במישור YZ .



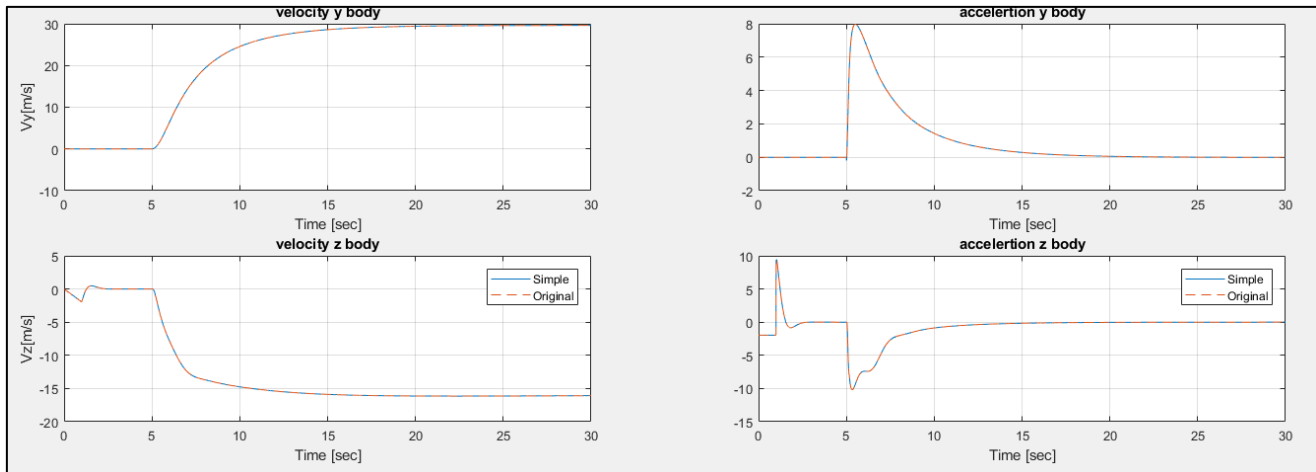
איור 17- פקודת כניסה בציר Z לתרחיש אימות מול סימולציה מלאה



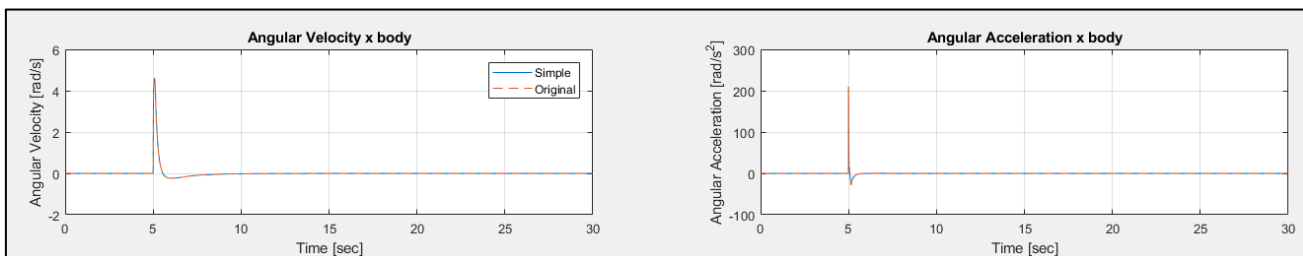
איור 18- פקודת כניסה בציר Y לתרחיש אימות מול סימולציה מלאה



התוצאות שהתקבלו:



איור 19- תוצאות תרחיש האימות מול סימולציה מלאה- מהירות ותאוצה בצירים Y ו- Z כפונקציה של הזמן



איור 20 - תוצאות תרחיש האימות מול סימולציה מלאה- מהירות זוויתית בציר X כפונקציה של הזמן

מציאת פרמטרים אל מול רחפן אמתי

עבור הרחפן האמתי הפרמטרים אותם נרצה למצוא הם:

- K_2
- $C_{d_{xy}}$
- C_{d_z}

הערה לגבי מדידת התאוצה: מדיד תאוצה בכיוון z גוף מודד תאוצה של $-g$ במצב של ריחוף. בסימולציה התאוצות שחושבו הן מוחלטות, כלומר במצב ריחוף מתקבלת תאוצה 0. בחלק זה נחשב את התאוצות כמו שהרחפן האמתי מקליט (כלומר התאוצה תהיה $-g$ בריחוף).

תכנון הניסוי:

הניסויים בוצעו חלקם במעבדה לבקרה וחלקם בשטח הפקולטה לתעשייה וניהול (עקב מגבלות מקום). במעבדה לבקרה בוצעו הניסויים הקצרים יותר ואילו בפקולטה לתעשייה וניהול בוצעו הניסויים הארוכים. מרחב הניסויים:



איור 21 - מעבדה לבקרה



איור 22 - מרחב ניסוי מספר 2

הפלטפורמה המוטסת היא, כאמור, רחפן minidrone של חברת PARROT:

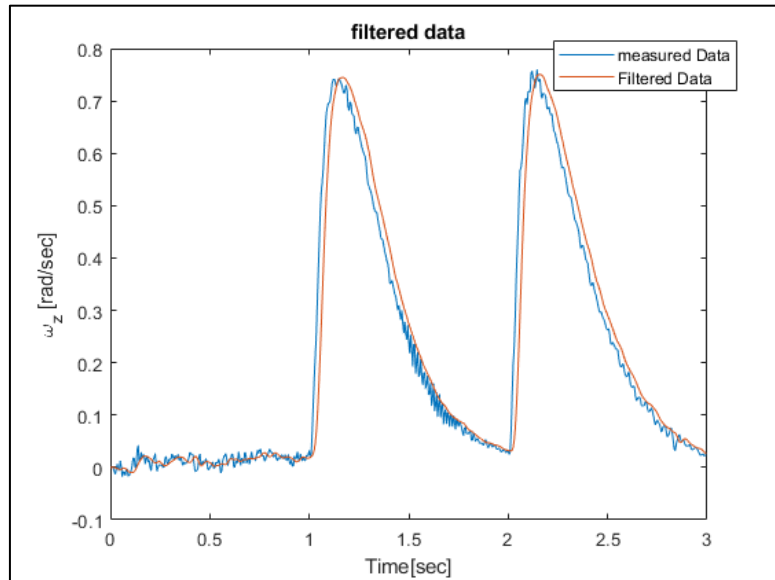




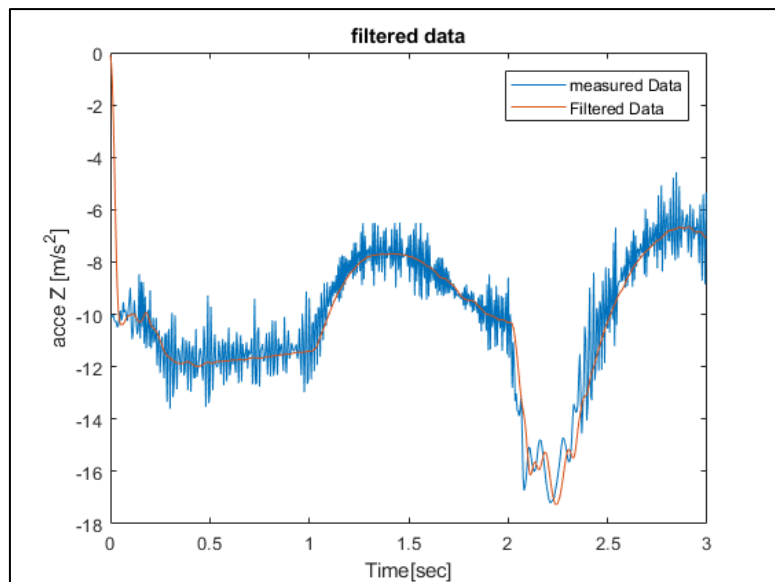
סינון תוצאות הניסויים

על מנת לקבל תוצאות חלקות וברורות יותר נרצה לסנן את המדידות המתקבלות מהחיישנים ולכן נשתמש במסנן מסוג *Low Pass Filter*.

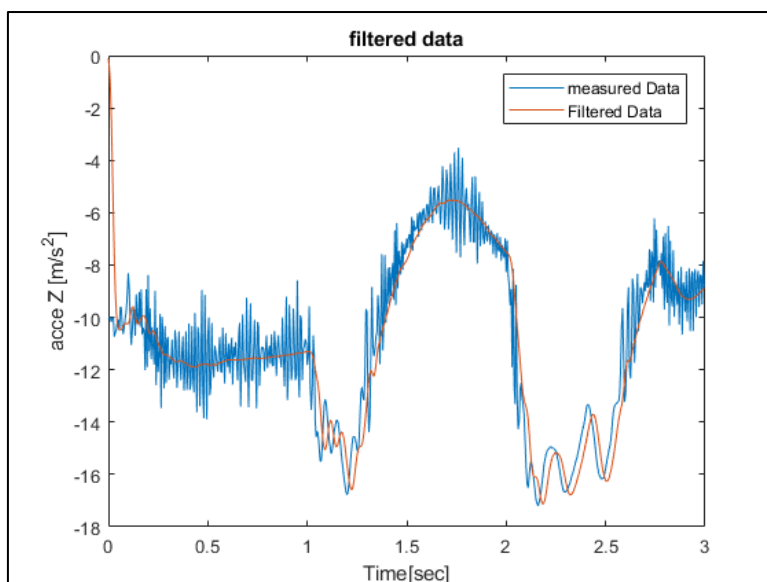
להלן מספר דוגמאות לתוצאות המדידה לפני ואחרי הסינון:



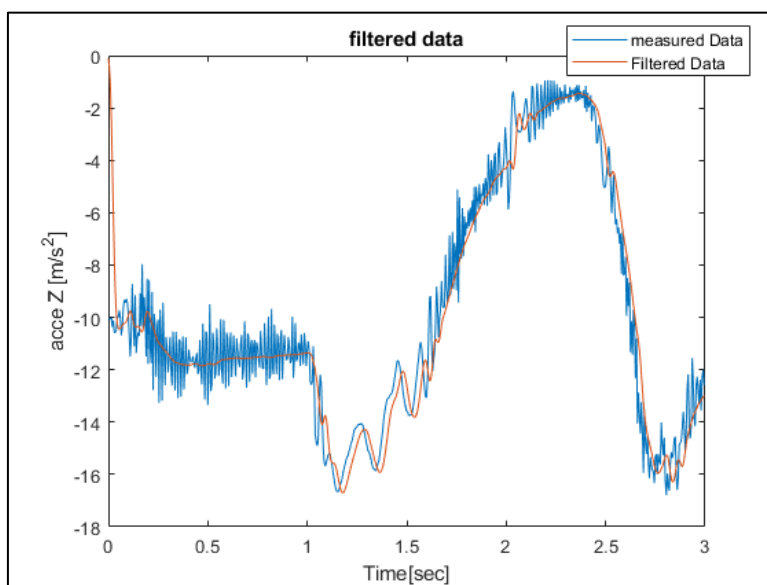
איור 23- סינון רעש מדידת קצב זוויתי



איור 24- סינון רעש מדידת תאוצת בציר Z



איור 25- סינון רעש מדידת תאוצת בציר Z



איור 26- סינון רעש מדידת תאוצת בציר Z

עקב הסינון הגרף אינו מדויק בתחילת התנועה לכן ניקח ערכים החל מ $t = 0.5 \text{ sec}$.



תוצאות התרחישים ומציאת הפרמטרים

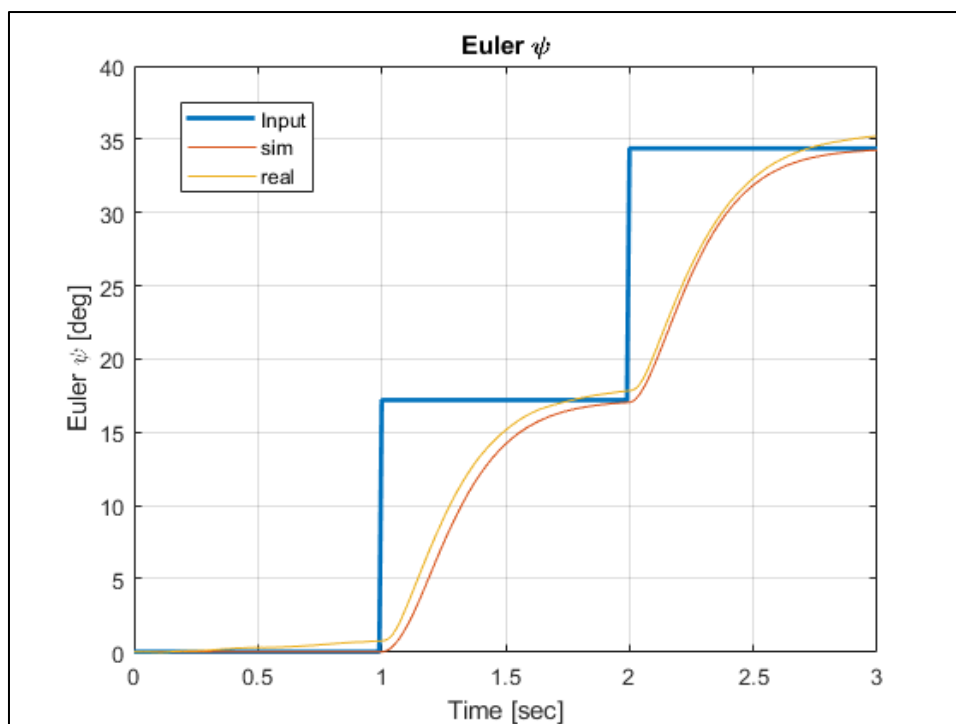
להלן תיאור הגרפים של התרחישים המתוארים בפרק זה (הפקודות הינן בערך מוחלט ולא סכמה של הפקודות):

מספר תרחיש	סוג תרחיש	פקודה 1	זמן [s]	פקודה 2	זמן [s]	פקודה 3	זמן [s]	פקודה 4	זמן [s]	פקודה 5	זמן [s]
1	תרחיש אימות ל- b	$\psi = 17.18^\circ$	1	$\psi = 17.18^\circ$	2	—	—	—	—	—	—
2	מציאת הפרמטרים K, C_{dz}	$z = -1 [m]$	1	$z = -2 [m]$	2	—	—	—	—	—	—
3	מציאת הפרמטרים K, C_{dz}	$z = -4 [m]$	1	$z = -2 [m]$	2	—	—	—	—	—	—
4	מציאת הפרמטרים K, C_{dz}	$z = -3 [m]$	1	$z = -2 [m]$	2	—	—	—	—	—	—
5	מציאת הפרמטר K_2	$z = -1 [m]$	1	$\phi = -11.45^\circ$	2	$\phi = 0^\circ$	3	$\theta = 11.45^\circ$	5	$\theta = 0^\circ$	6
6	מציאת הפרמטר K_2	$z = -1.5 [m]$	1	$\phi = 11.45^\circ$	2	$\phi = 0^\circ$	3	$\theta = -11.45^\circ$	5	$\theta = 0^\circ$	6
7	מציאת הפרמטר $C_{d_{xy}}$	$z = -1.5 [m]$	1	$\theta = -11.45^\circ$	2	—	—	—	—	—	—
8	מציאת הפרמטר $C_{d_{xy}}$	$z = -1.5 [m]$	1	$\theta = -22.91^\circ$	2	—	—	—	—	—	—
9	מציאת הפרמטר $C_{d_{xy}}$	$z = -1.5 [m]$	1	$\theta = -17.18^\circ$	2	$\theta = 0^\circ$	4	$\theta = -11.45^\circ$	6	—	—
10	תרחיש אימות #1	$z = -2 [m]$	1	$\theta = -2.86^\circ$	2	—	—	—	—	—	—
11	תרחיש אימות #2	$z = -1.5 [m]$	1	$\theta = -17.18^\circ$	2	$\theta = 17.18^\circ$	4	$\theta = 5.72$	6	—	—

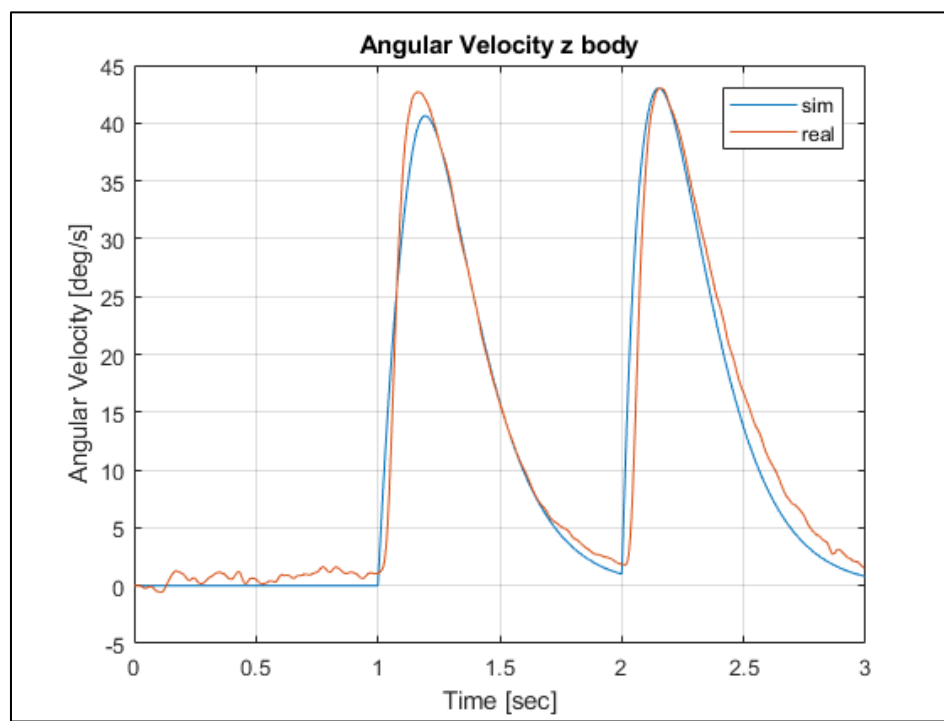
טבלה 1- תיאור תרחיש ניסוי

מציאת הפרמטר b

כפי שתואר קודם לכן, הפרמטר b אותו מצאנו בחלק א' מתאים למודל הנוכחי. נוודא זאת על ידי תרחיש עבור מצב ריחוף ותנועות זוויתיות קטנות סביב מצב זה.



איור 27 - זווית סבסוב, תרחיש (1) אימות זוויתי



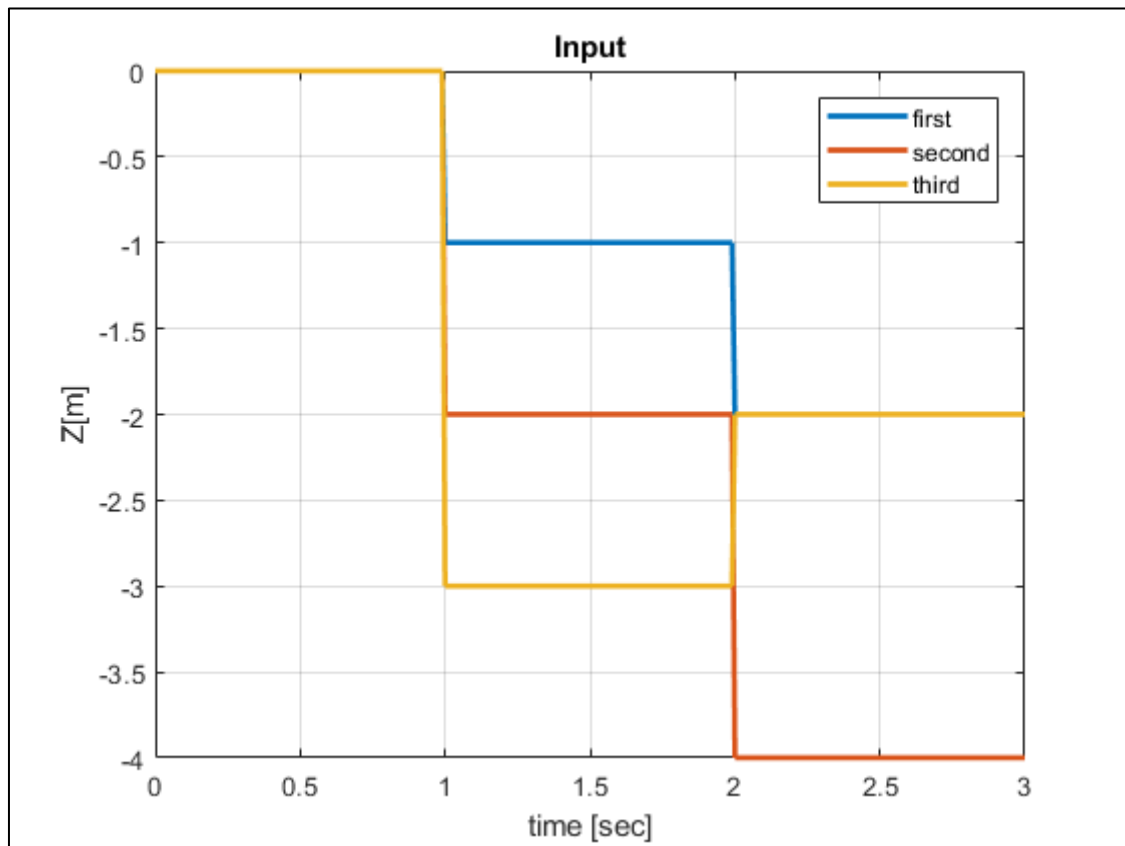
איור 28 - תרחיש (1) - אימות פרמטר b

ניתן לראות כי הערך עבור b מתאים גם עבור המודל הנוכחי.

מציאת הפרמטרים K, C_{dz}

כפי שתואר בפרק 'שיטת הפתרון' נלמד את הפרמטרים הנ"ל בתמרון אנכי מכיוון שבתמרון זה הם באים לידי ביטוי. הניחוש הראשוני עבור פרמטרים אלו יהיה: $CD_{z0} = 0, K = 4.146 \cdot 10^{-8}$ כאשר הניחוש הראשוני עבור K נלקח מפרק א של הפרויקט. תרחישי הלימוד בציר האנכי יהיו אותם תרחישים כמו בחלק א'.

פקודות הכניסה:



איור 29 – פקודות כניסה, תרחישי למידה (2) (3) (4), פרמטרים Cd_z, K

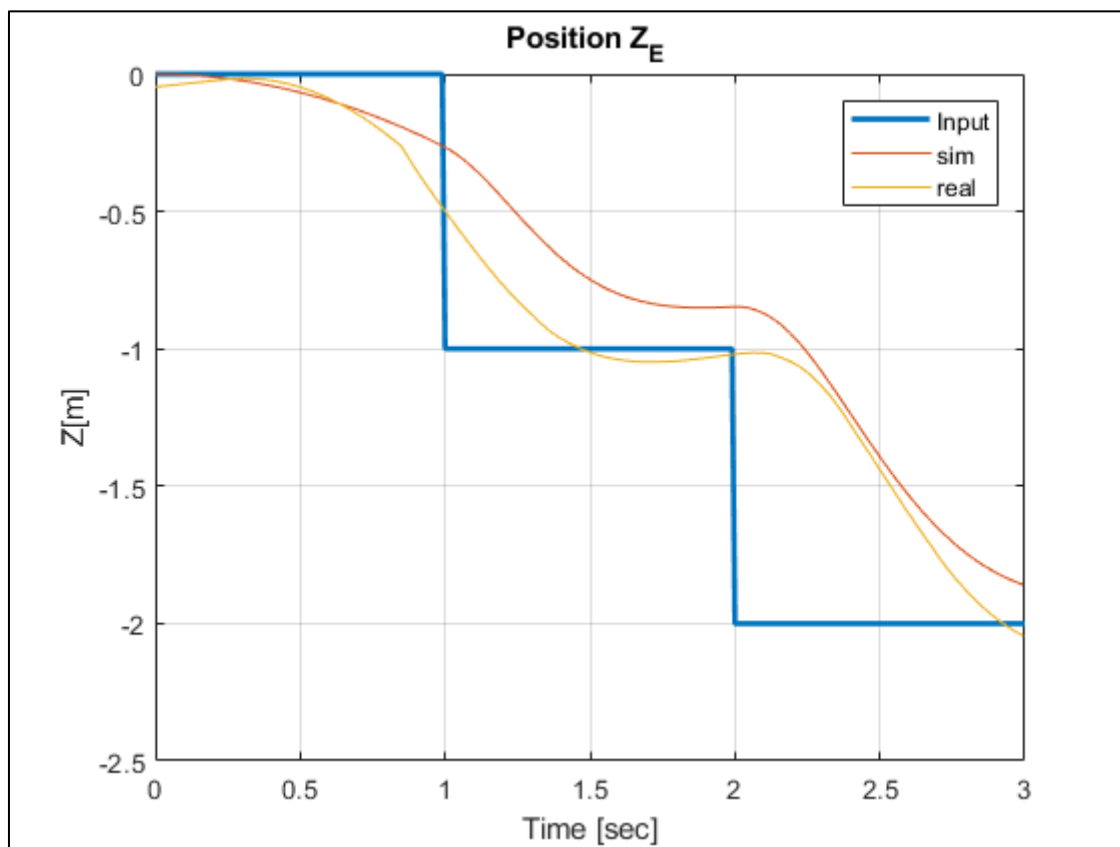
הפרמטרים שהתקבלו:

$$K_1 = 4.1462 \cdot 10^{-8}, Cdz = 0.001$$

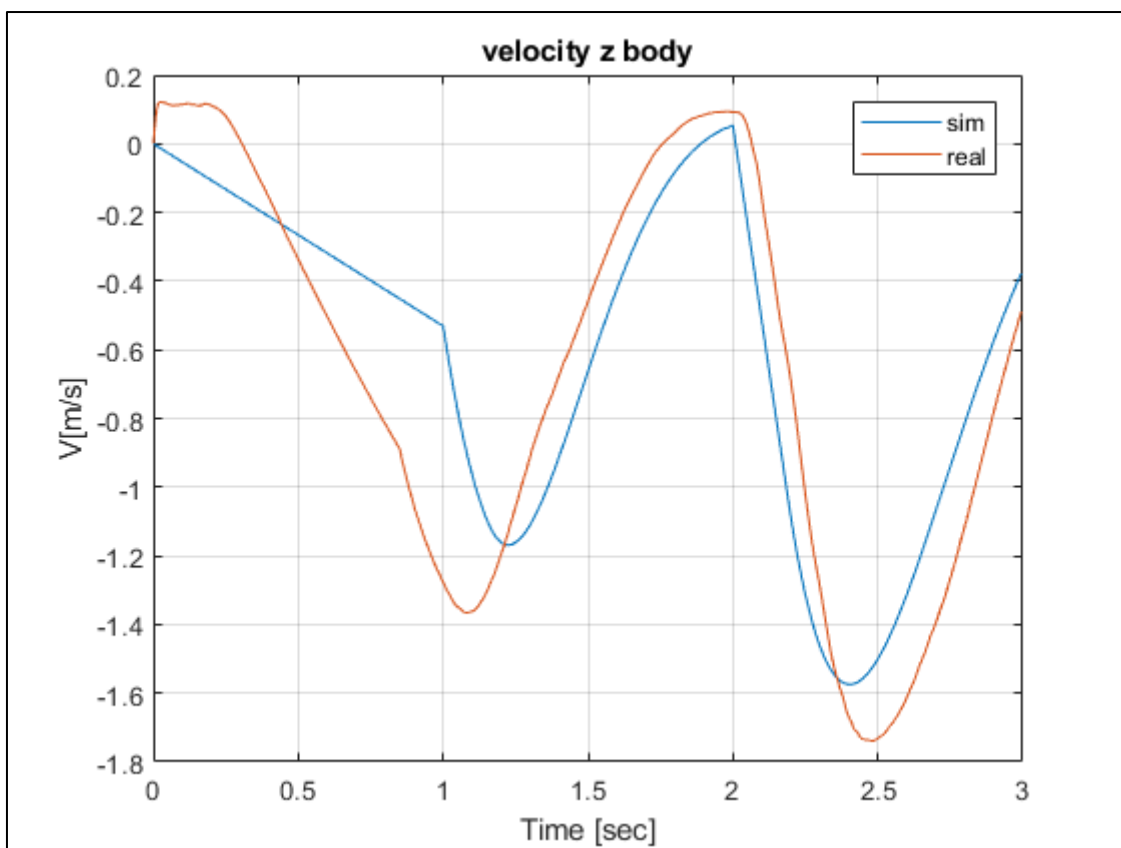
כלומר במישור Z התקבל כי הגרר קטן יחסית. כאשר בדקנו ערכי מקדם גרר גדולים יותר קיבלנו כי התוצאות פחות טובות משמעותית. נשים לב כי קיבלנו את אותו פרמטר של חלק א בפרויקט.

השוואת תוצאות:

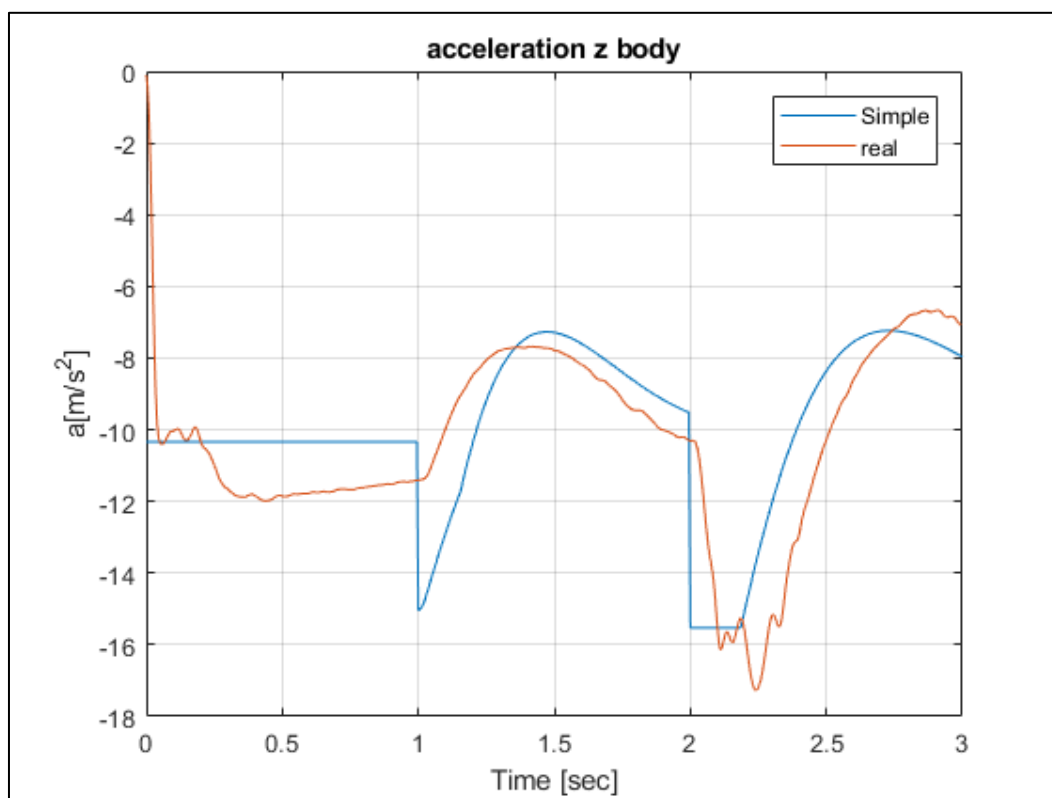
1. תרחיש (2)



איור 30 – מיקום Z , תוצאות למידה תרחיש (2), פרמטרים Cd_z, K



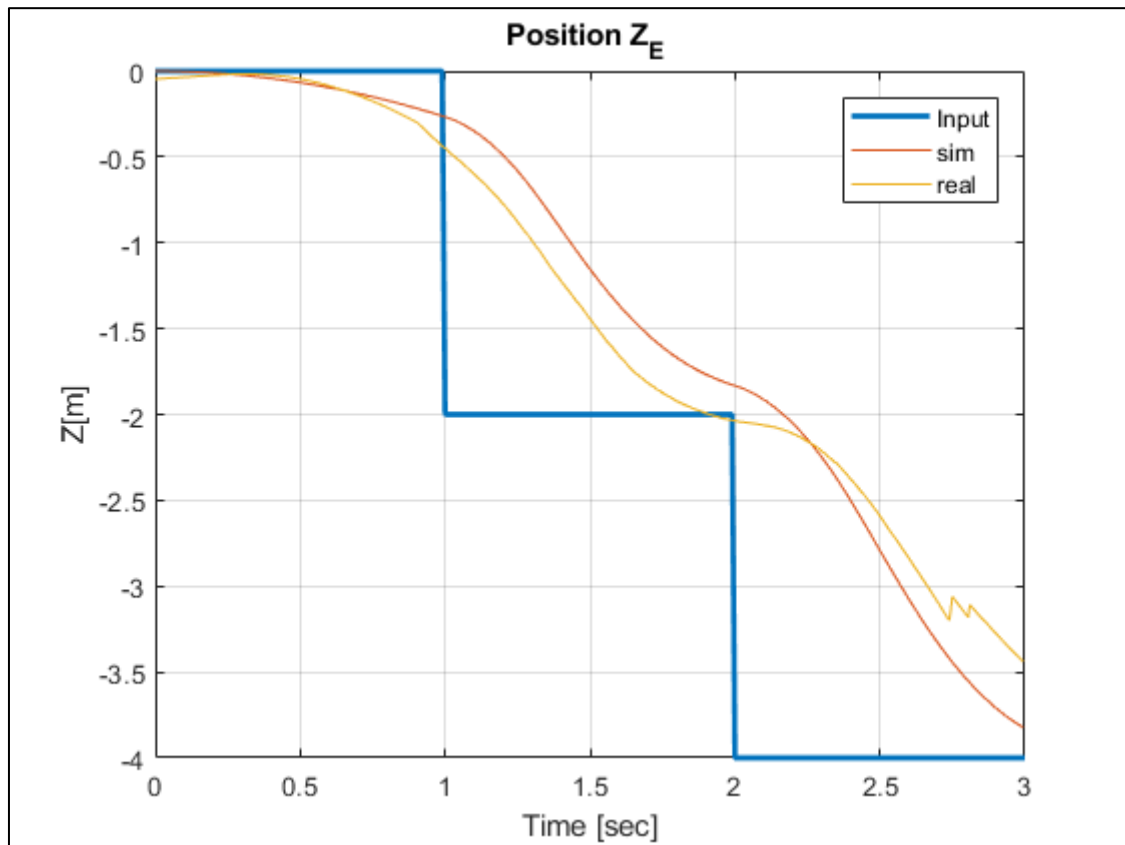
איור 31- מהירות, תוצאות למידה תרחיש (2), פרמטרים C_{d_z}, K



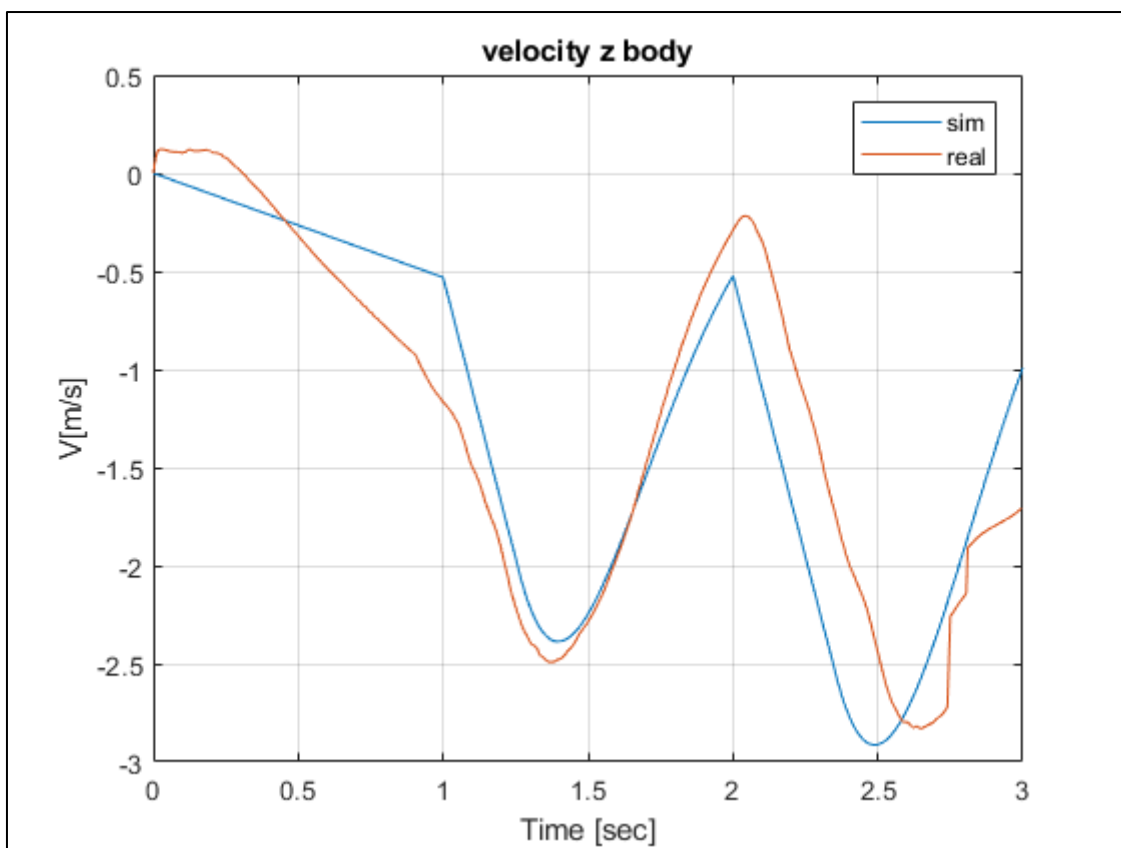
איור 32 – תאוצה, תוצאות למידה תרחיש (2), פרמטרים C_{d_z}, K

באיור 32 רואים בגרף הסימולציה כי קיימת ירידה חדה (הנראית כמו פקודת step). הדבר נובע ממידול דינמי מהיר של מנוע הרוטורים, אך אין מדובר בקפיצה בגרף (כאשר מגדילים ניתן לראות כי מדובר בשיפוע ליניארי סופי).

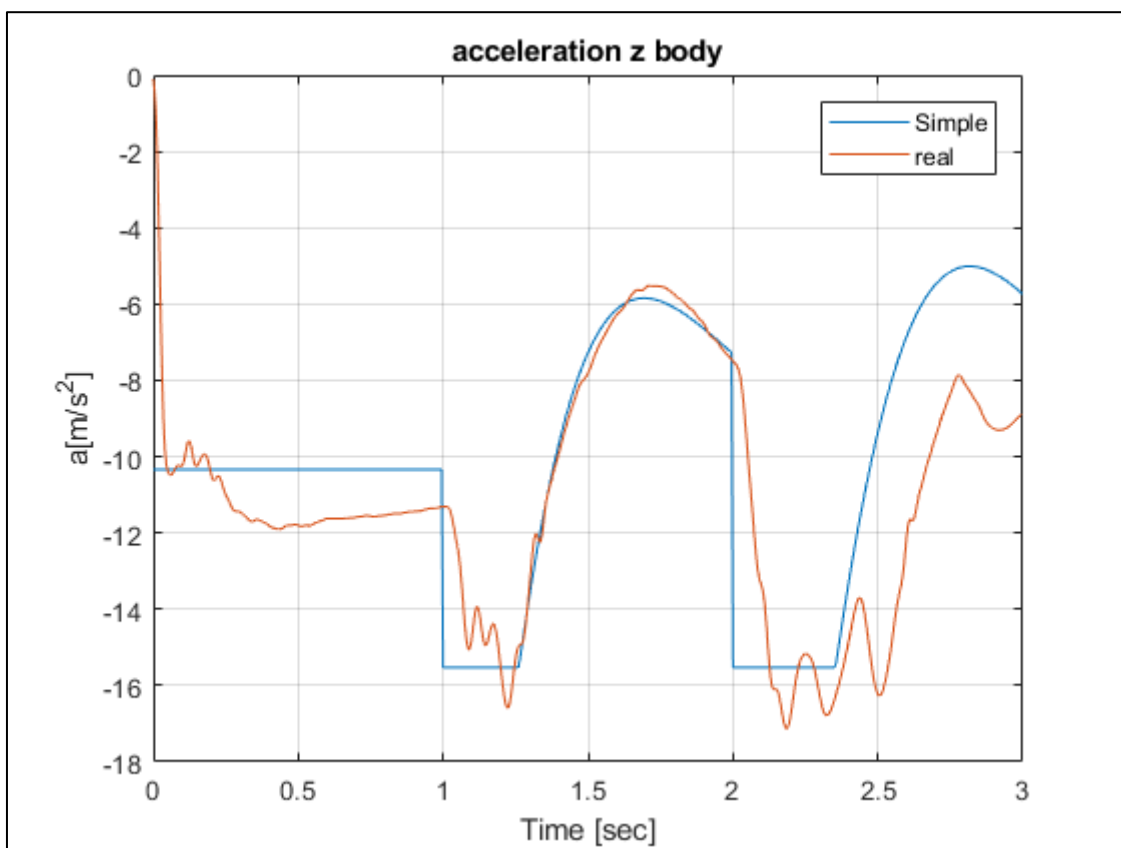
2. תרחיש (3):



איור 33 - מיקום Z , תוצאות למידה תרחיש (3), פרמטרים C_{d_z}, K

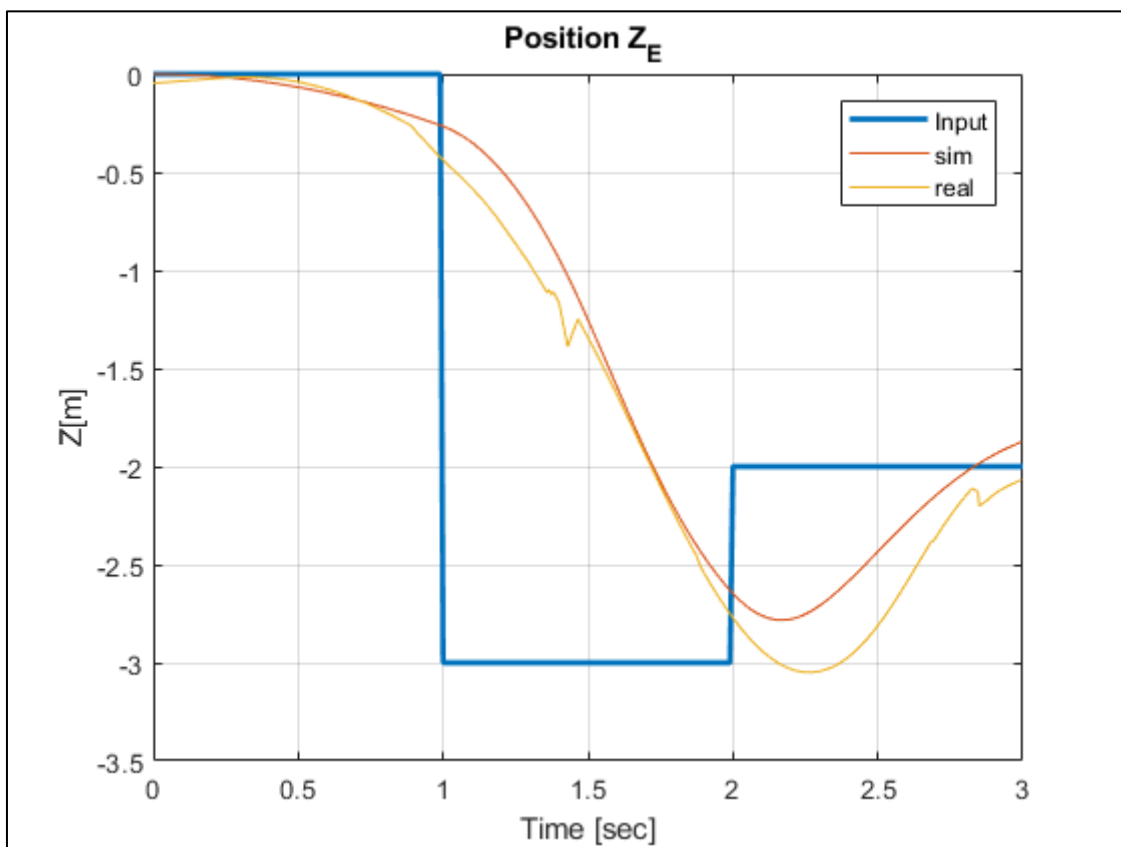


איור 34- מהירות, תוצאות למידה תרחיש (3), פרמטרים C_{d_z}, K

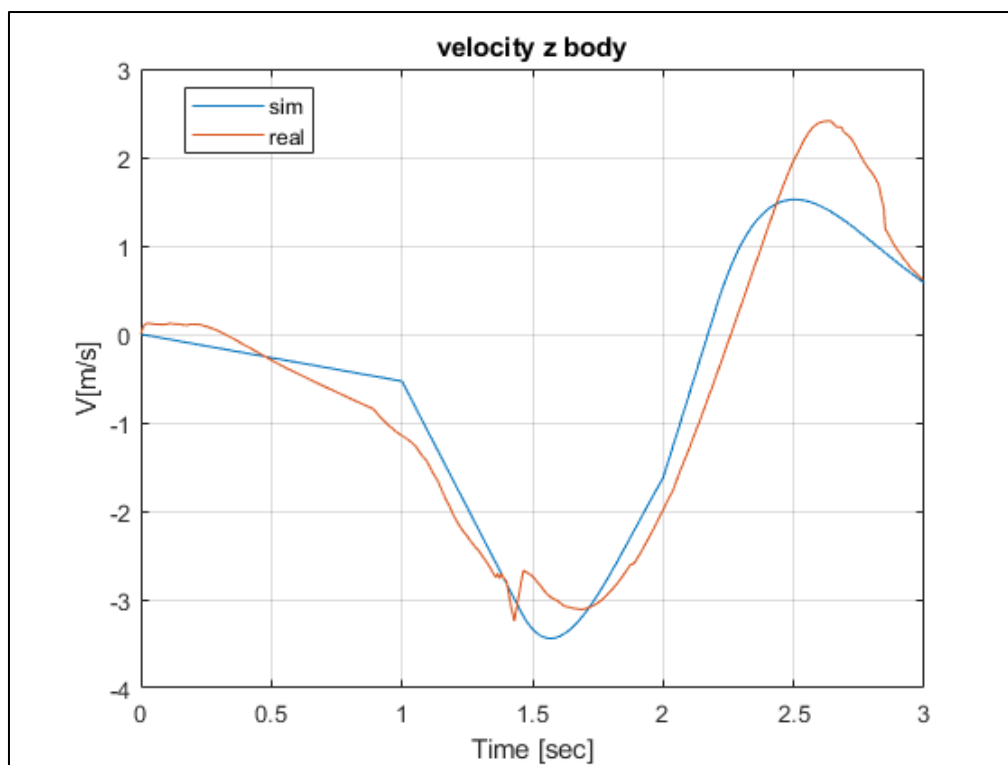


איור 35 - תאוצה, תוצאות למידה תרחיש (3), פרמטרים C_{d_z}, K

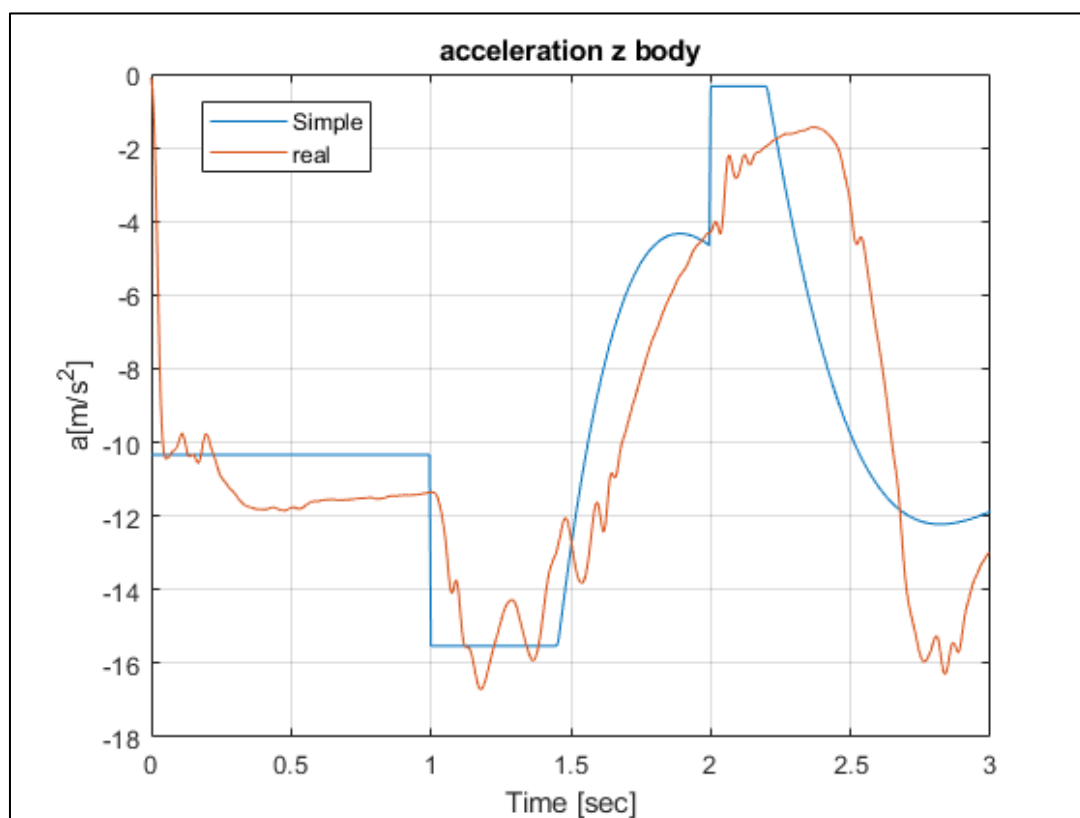
3. תרחיש (4):



איור 36- מיקום Z , תוצאות למידה תרחיש (4), פרמטרים C_{d_z}, K



איור 37 - מהירות, תוצאות למידה תרחיש (4), פרמטרים C_{dz}, K



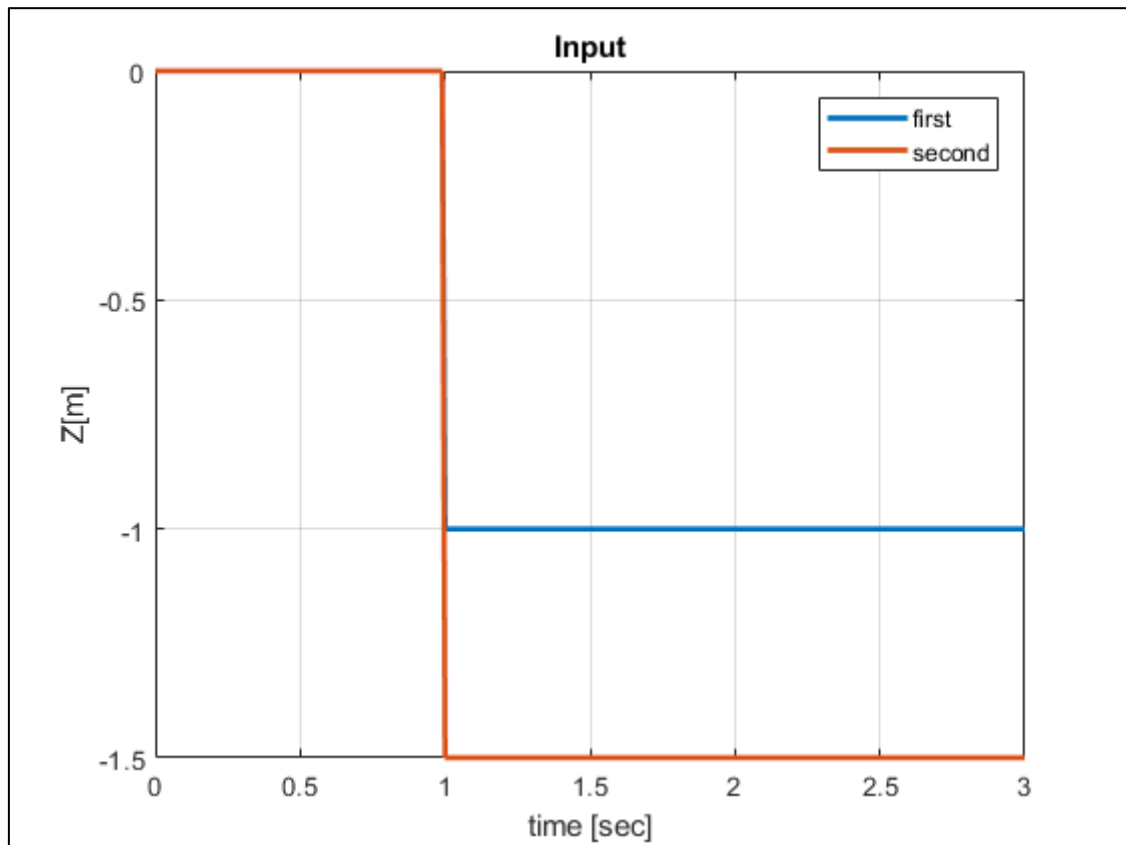
איור 38 - תאוצה, תוצאות למידה תרחיש (4), פרמטרים C_{dz}, K

מציאת הפרמטר K_2

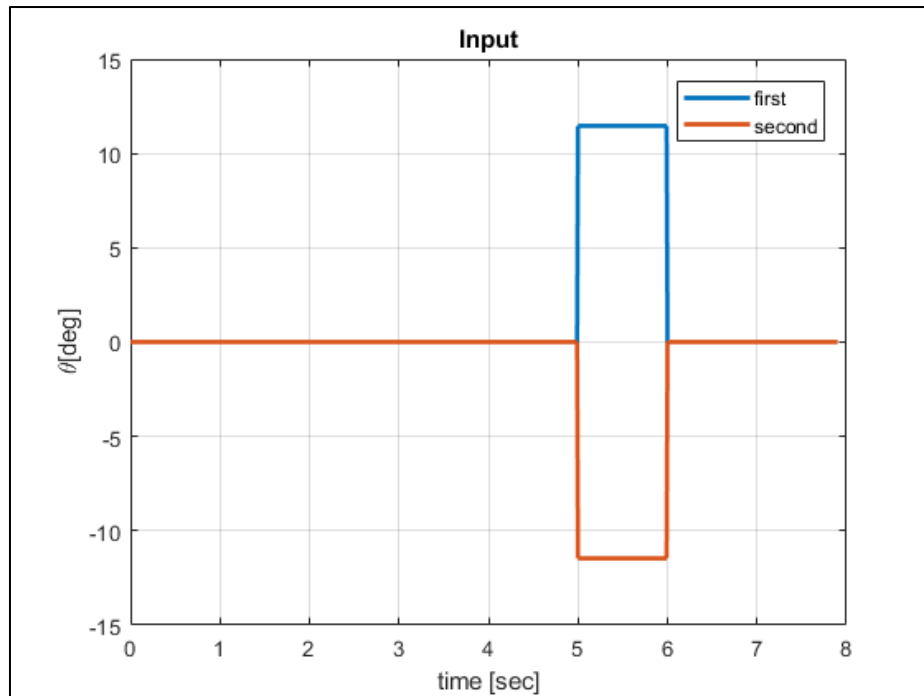
מכיוון שגם הפרמטר $C_{d_{xy}}$ בא לידי ביטוי כאן, נגדיר אותו כ- $C_{d_{xy}} = 0.037$. ערך זה התקבל לאחר בדיקת ערכים באופן ידני. אנו מניחים כי בתרחישים הנוכחיים עיקר הדומיננטיות היא של K_2 לכן ערך ראשוני של $C_{d_{xy}}$ מספיק כאן. לאחר מכן בהמשך נבצע תרחישי לימוד עבור $C_{d_{xy}}$ ולאחר מכן נבצע שוב תרחישים אלו על מנת לוודא תוצאות (יוצג בהמשך).

על מנת למצוא את K_2 נבצע תרחישים זוויתיים (עלרוד וגלגול) סביב מצב ריחוף. הניחוש ההתחלתי יהיה $K_2 = 0.605$ כלומר אותו ערך תאורטי שמצאנו מההשוואה לסימולציה המלאה של מטלב.

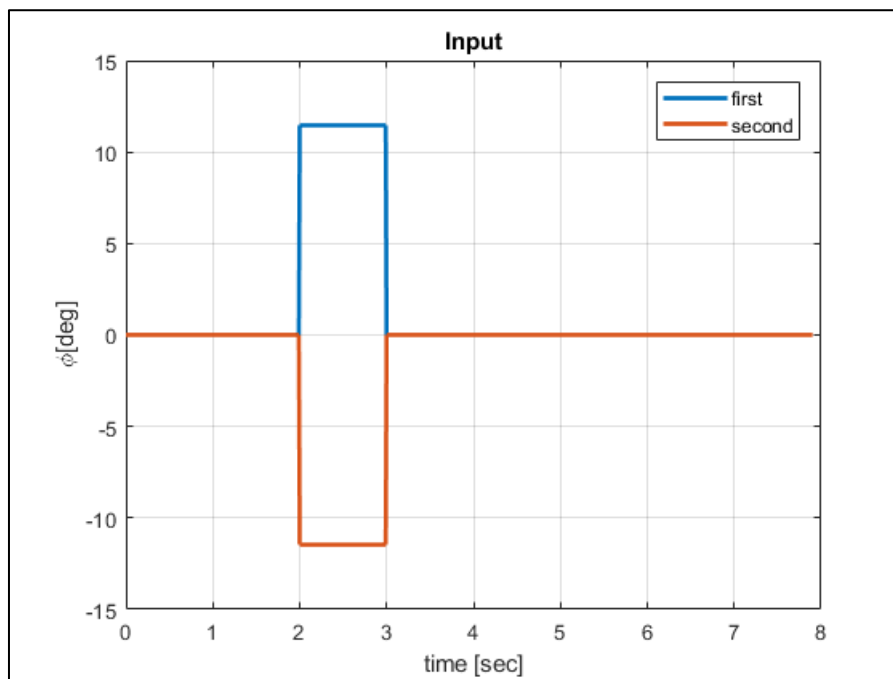
פקודות הכניסה:



איור 39 - פקודות כניסה מיקום Z , תרחישי (5) (6) למידה פרמטר K_2



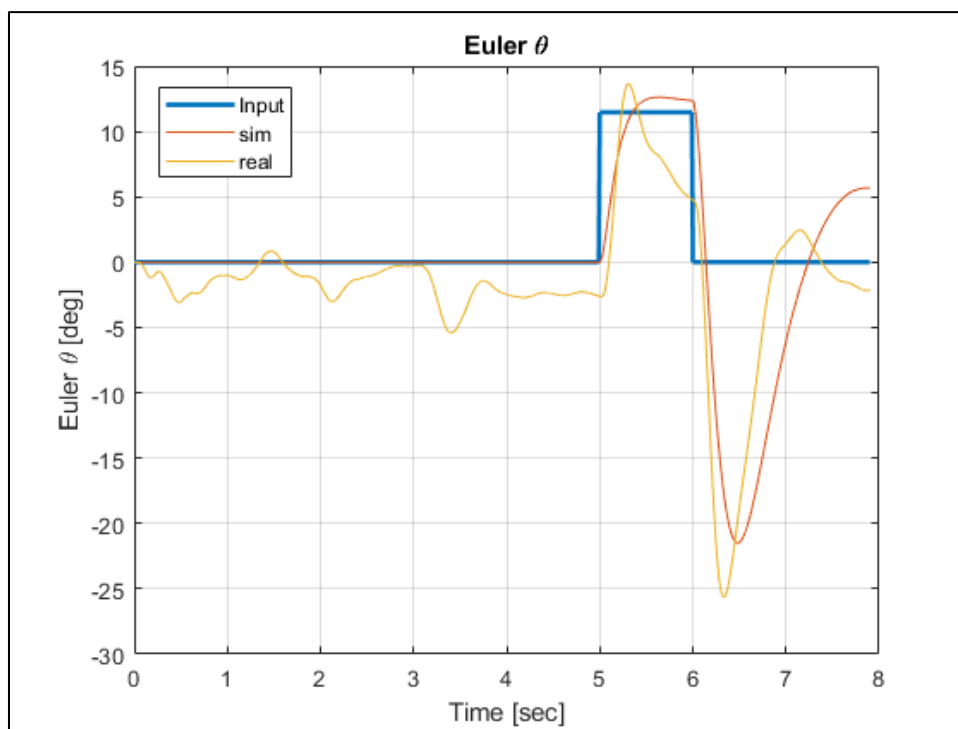
איור 40 - פקודות כניסה זווית עלרוד, תרחישי למידה (5) (6) פרמטר K_2



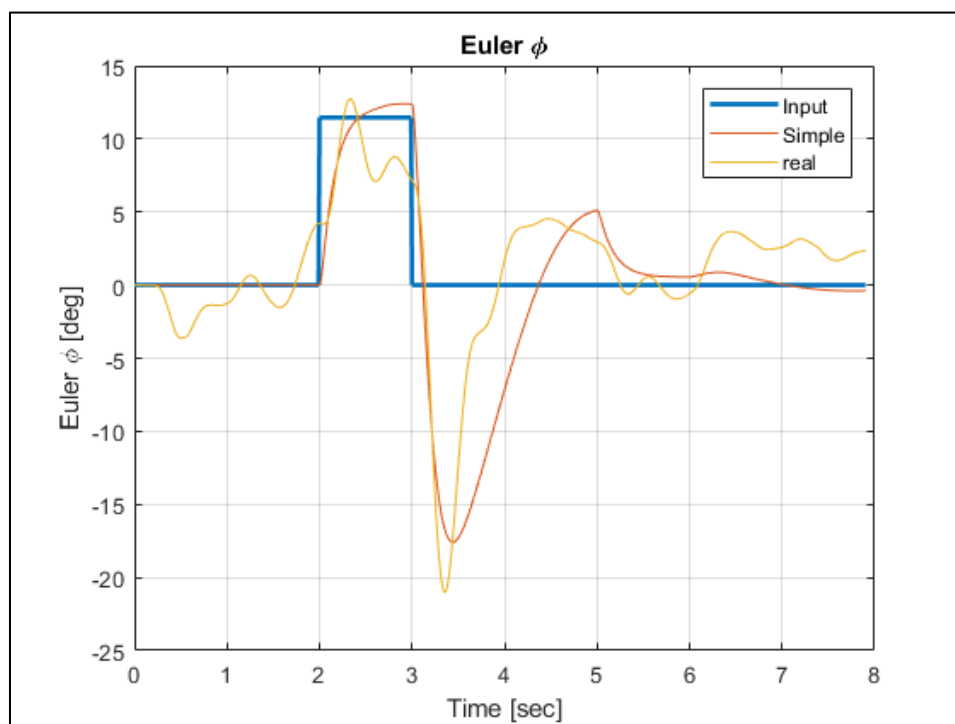
איור 41 - פקודות כניסה זווית גלגול, תרחישי למידה (5) (6) פרמטר K_2

הפרמטר שהתקבל: $K_2 = 0.3041$.

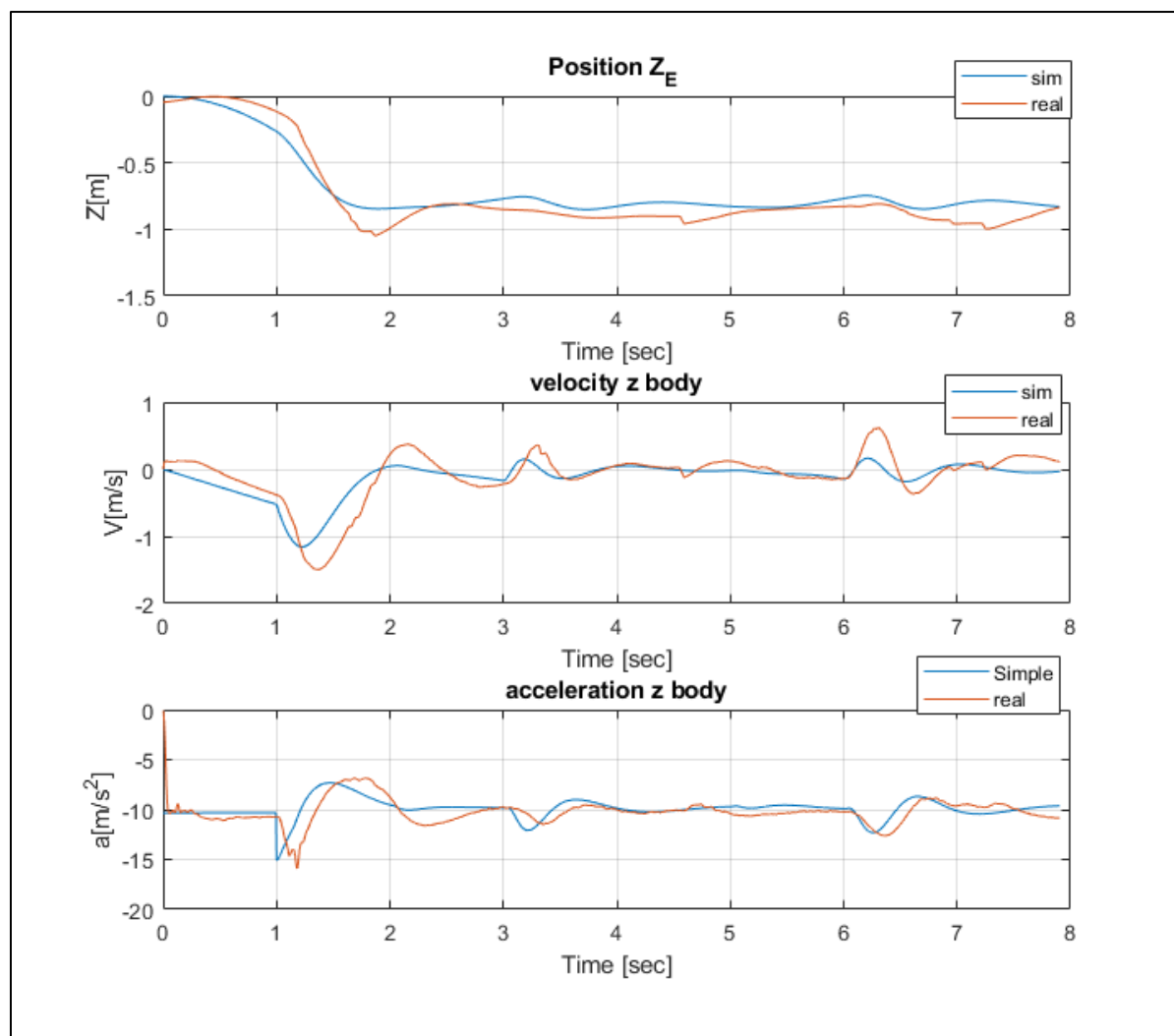
תוצאות תרחיש למידה (5):



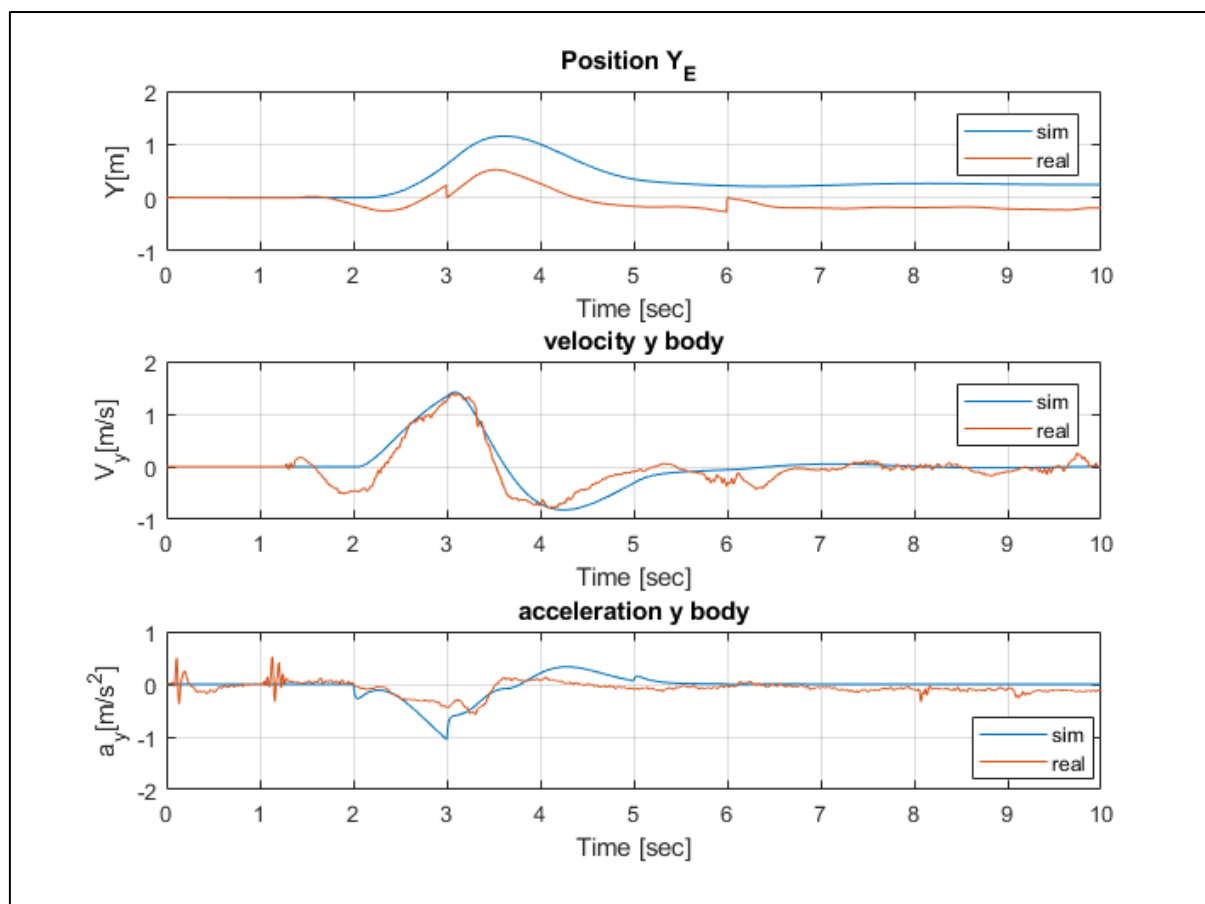
איור 42- זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר K_2



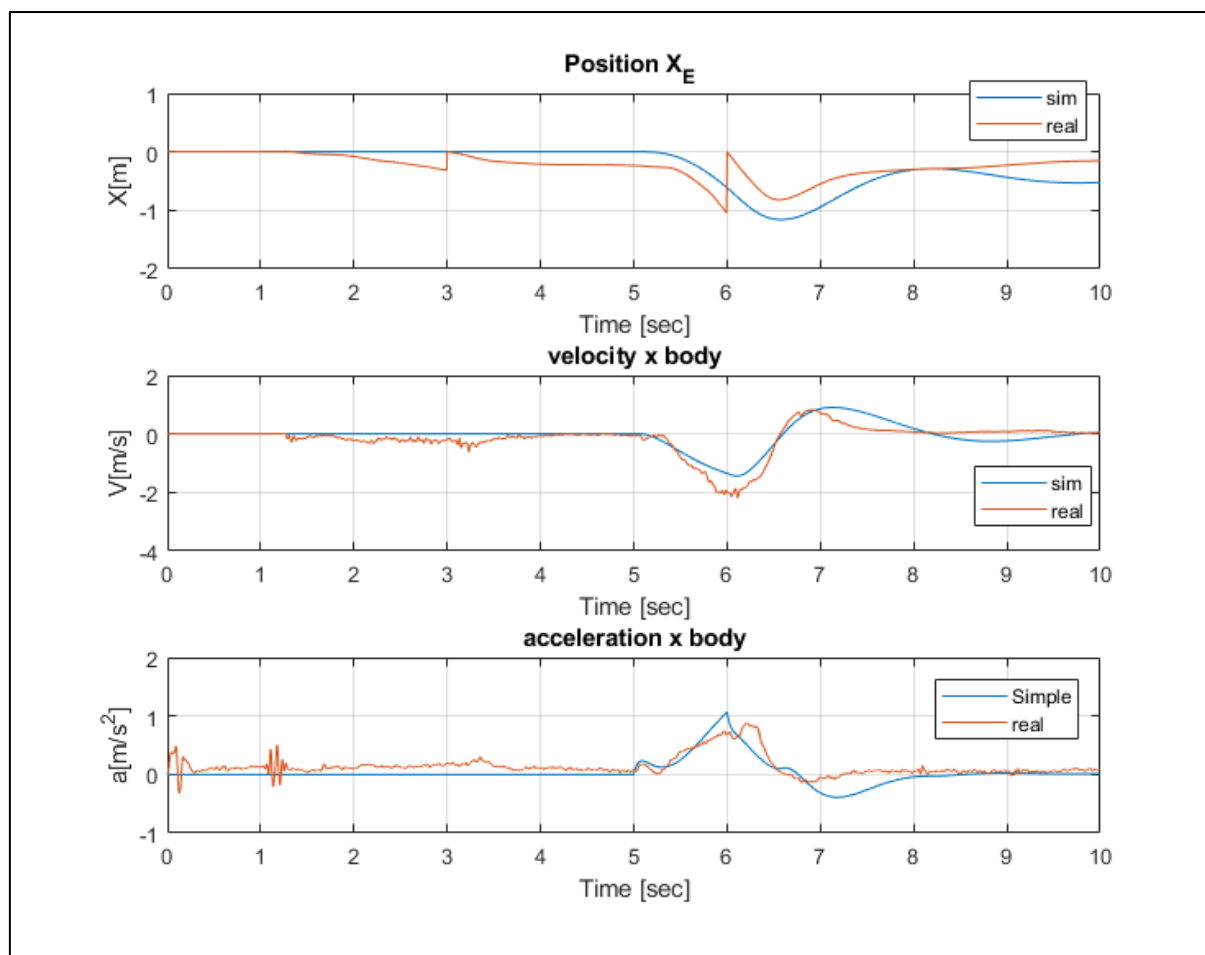
איור 43 - זווית גלגול, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר K_2



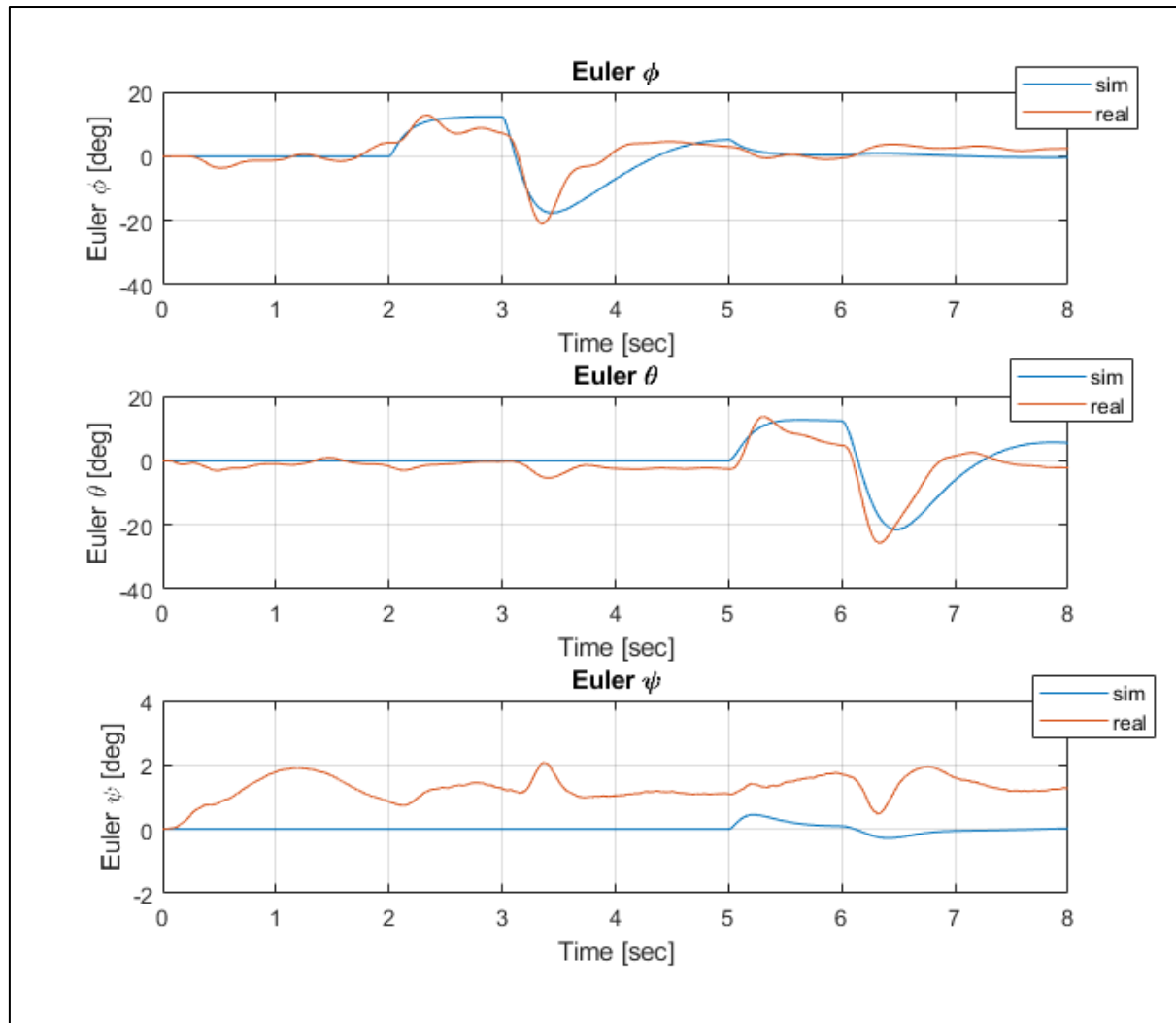
איור 44 - תנועה בציר Z , תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר K_2



איור 45 - תנועה בציר y , תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר K_2



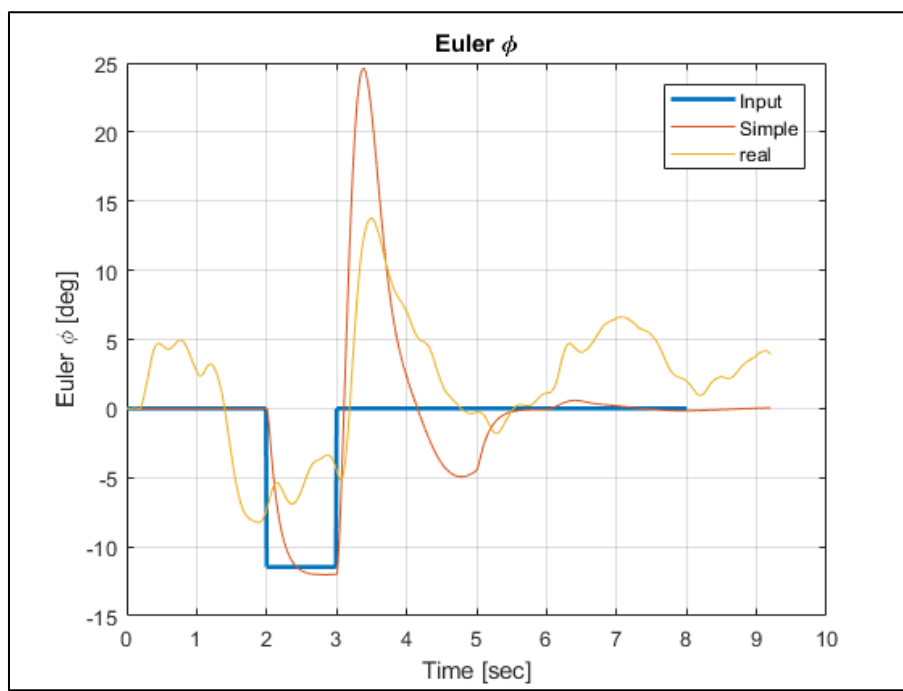
איור 46- תנועה בציר x, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר K_2



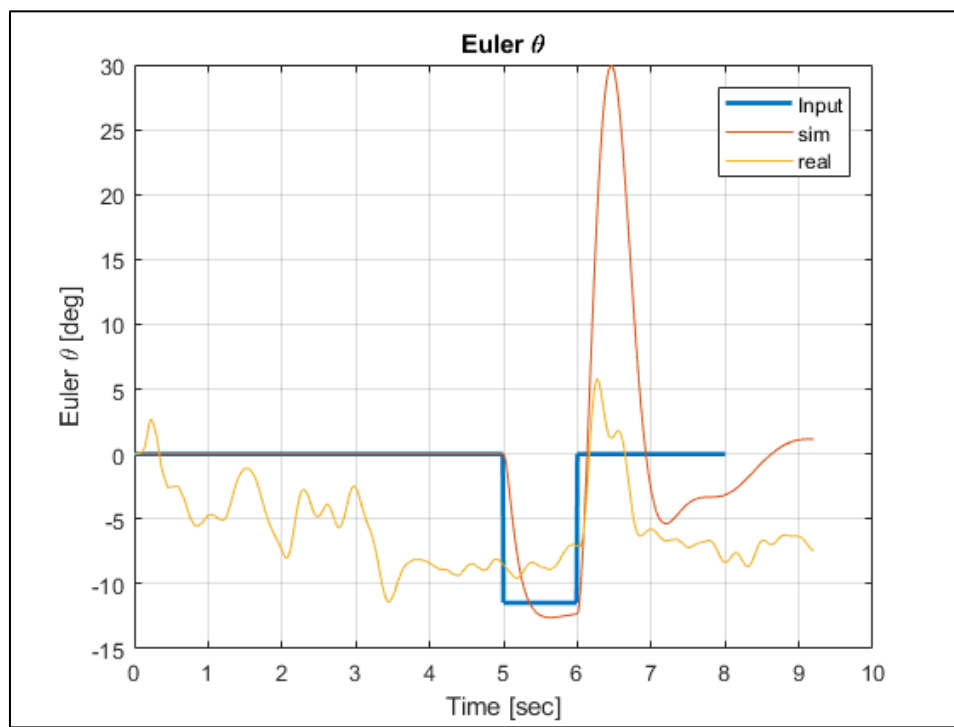
איור 47 - תנועה זוויתית, תוצאות למידה תרחיש (5), פרמטר K_2

באיור 47 ניתן לראות כי הרחפן מסבסב סביב ציר z למרות שאין פקודה כזו. כלומר מדובר בהפרעה היכולה לנבוע מחוסר איזון משב רוח.

תוצאות תרחיש למידה (6):

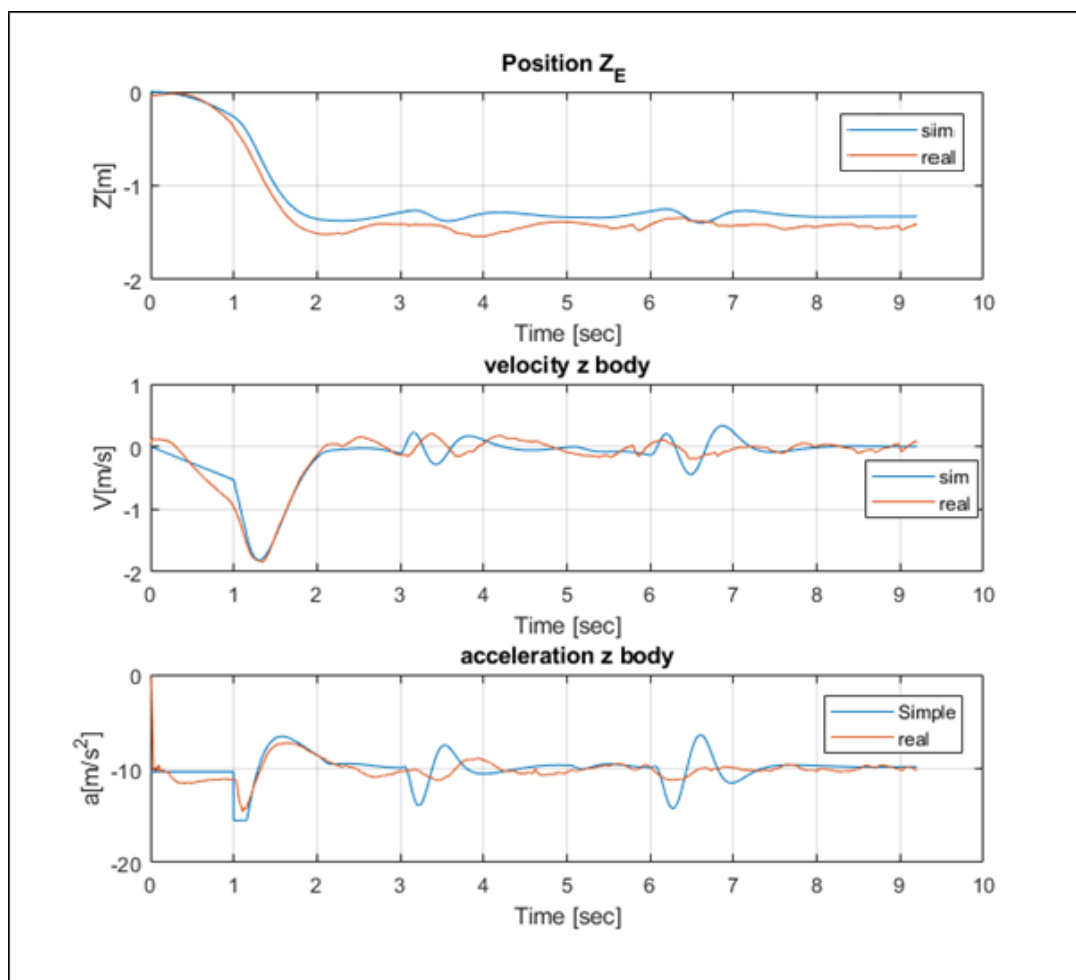


איור 48- זווית גלגול, תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K_2

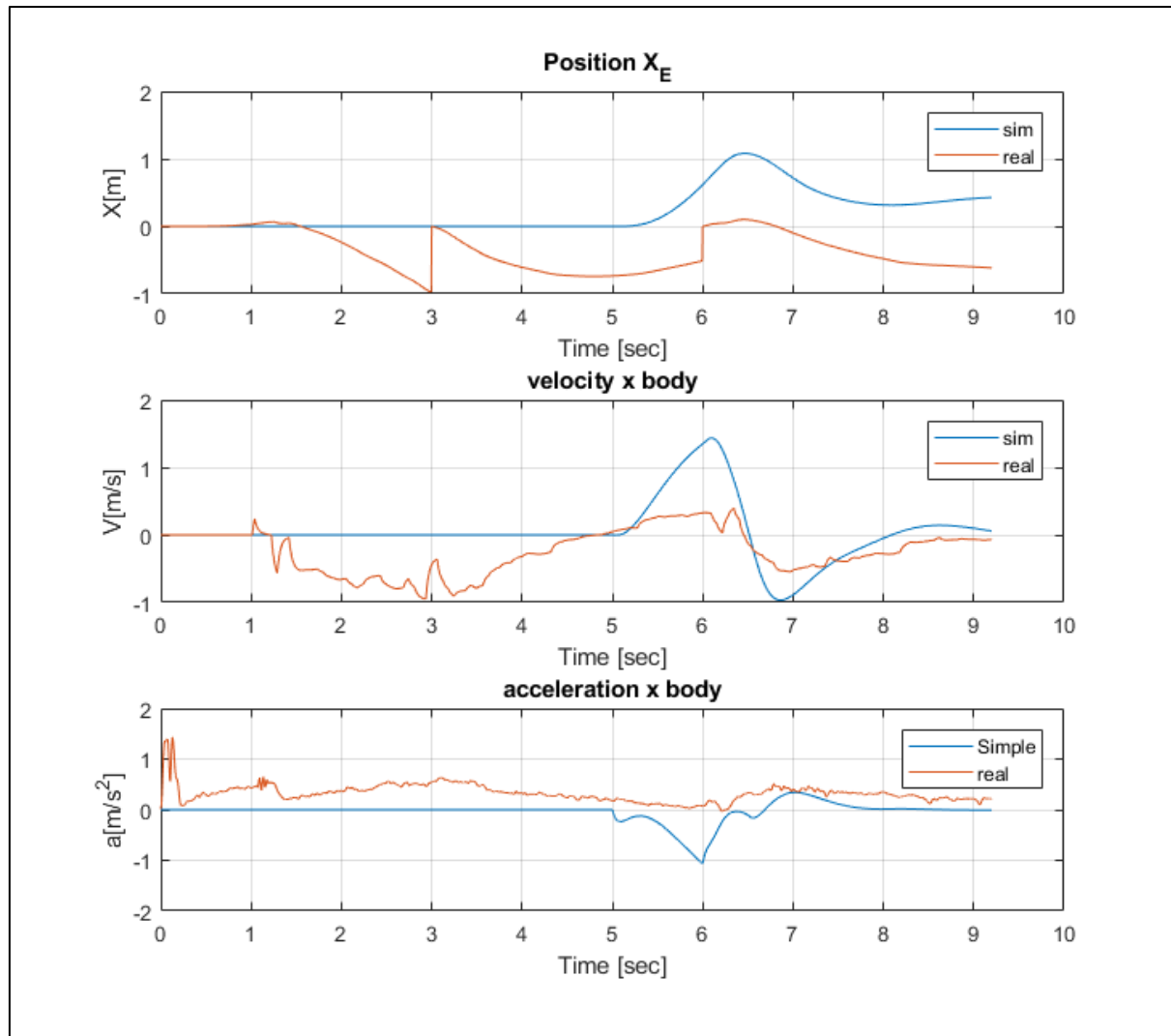


איור 49- זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K_2

ניתן לראות כי ה-*overshoot* בסימולציה גבוה משמעותית מזה המתקבל בטיסה האמיתית. בנוסף רואים כי קיימת הפרעה בזווית העלרוד עבור הרחפן, מכיוון שיש תזוזה בכיוון העלרוד למרות שאין פקודה לכך.

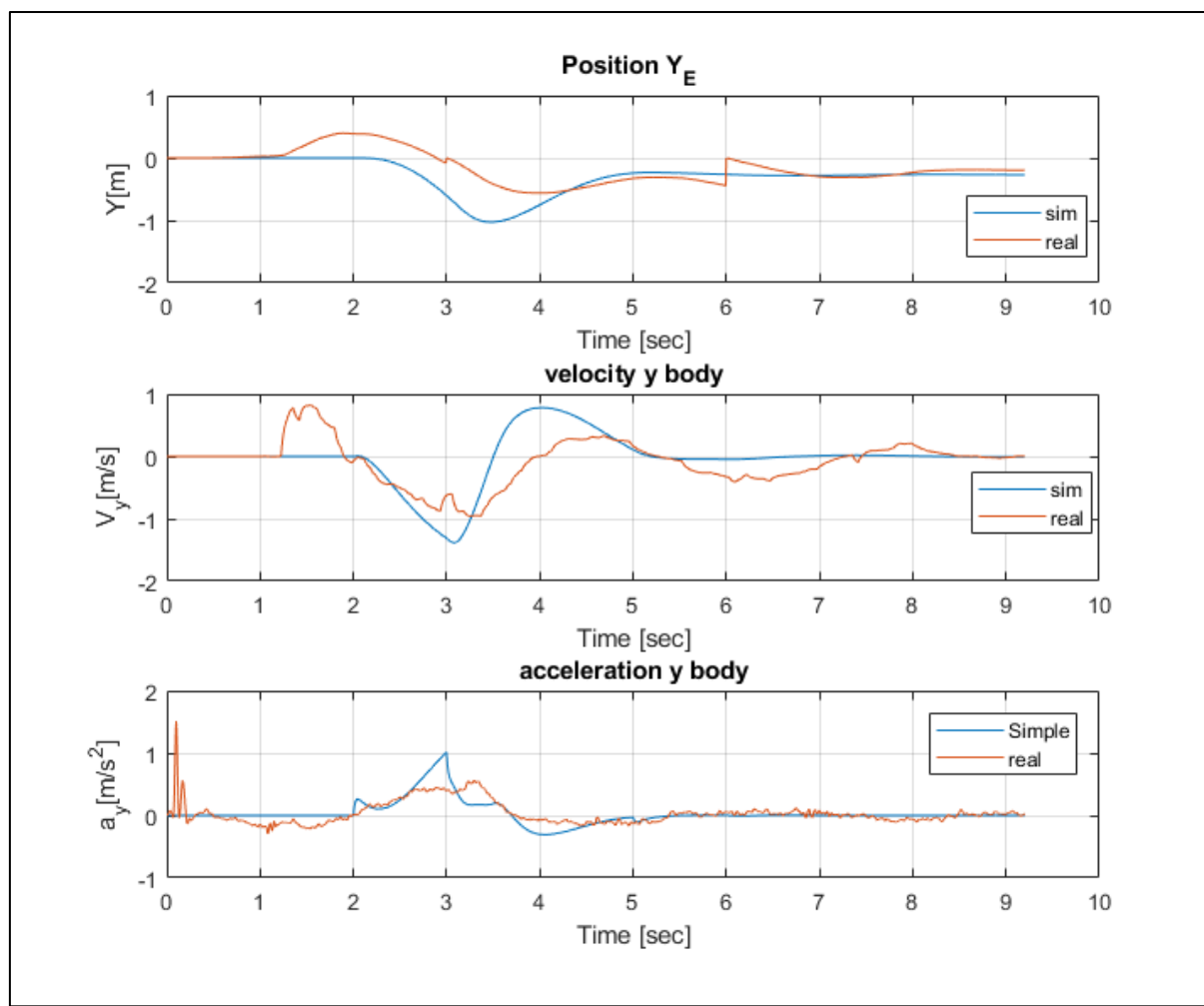


איור 50 - תנועה בציר Z , תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K_2



איור 51 - תנועה בציר x , תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K_2

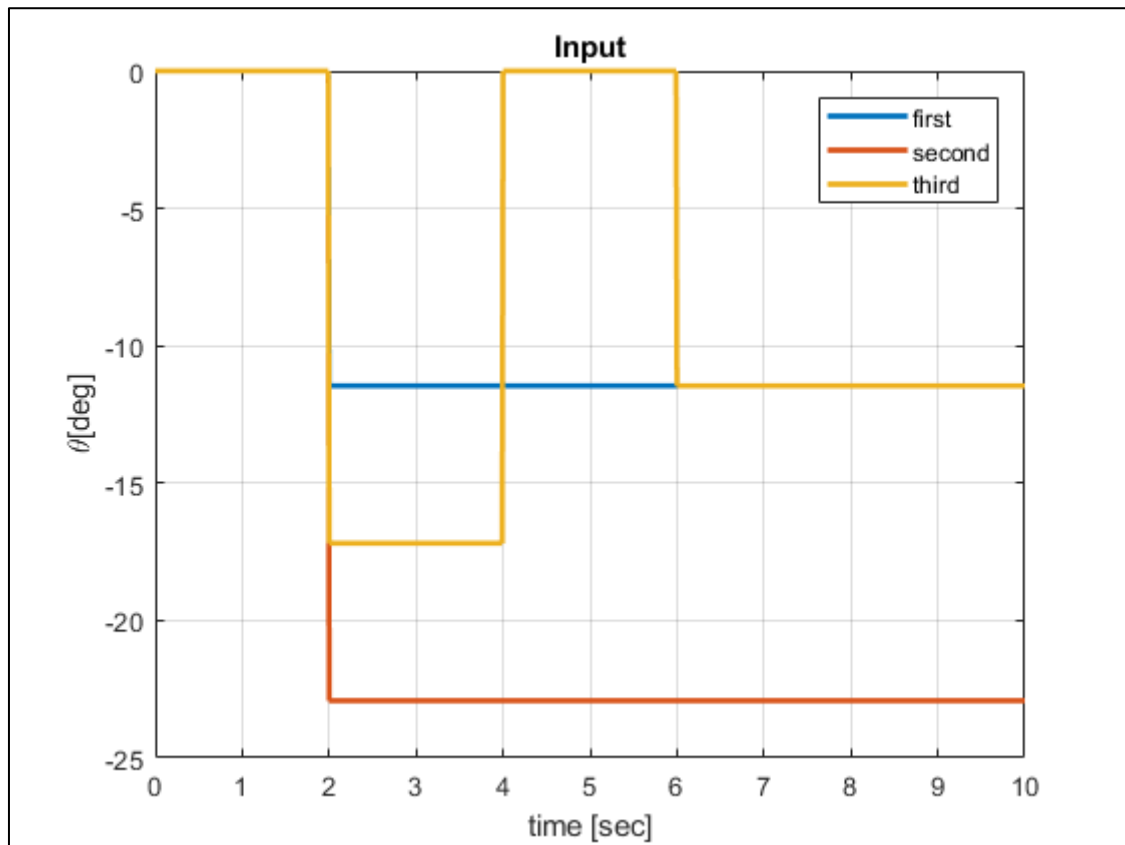
ניתן לראות באיור 51 כי הרחפן בתחילת התנועה מבצע תנועה שלילית ב- X למרות שהפקודה היא זווית גלגול. להערכתנו הדבר נובע מחוסר האיזון של הרחפן. השפעה זו גורמת להפרש גדלי הערכים בגרפים, אך המגמה זהה.



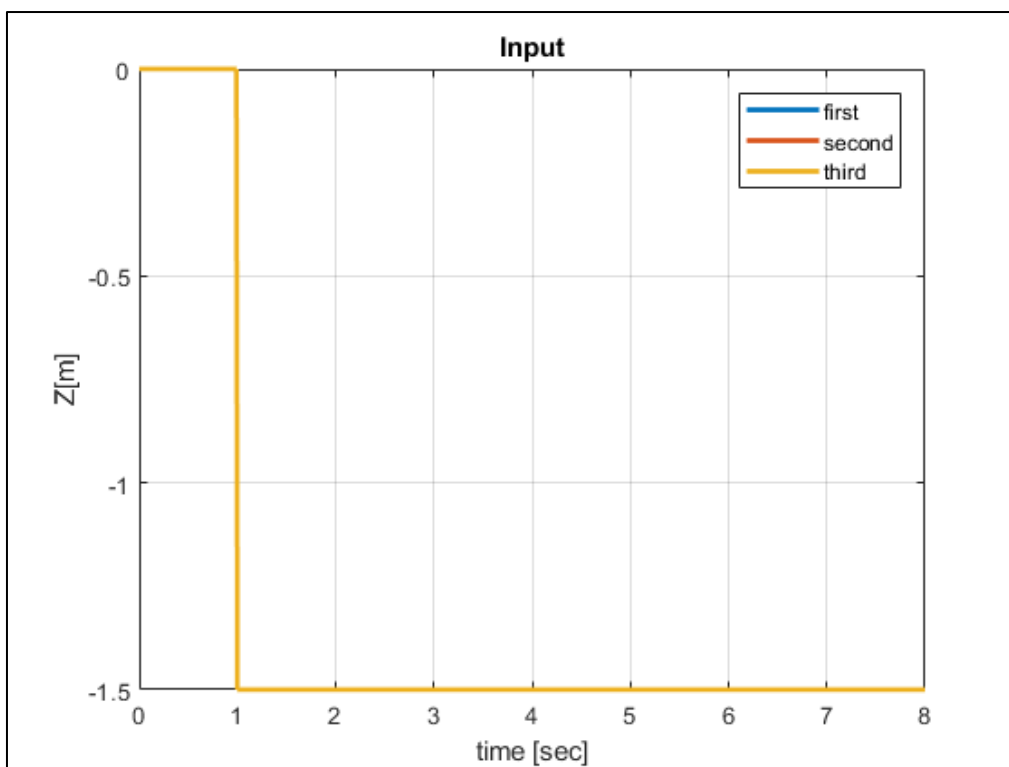
איור 52 - תנועה בציר y , תוצאות למידה תרחיש (6), פרמטר K_2

מציאת הפרמטר $C_{d_{xy}}$

עבור פרמטר זה נבצע תרחישים בטיסה קדימה, יחסית ארוכים, על מנת להגיע למצב מתמיד.
נציין כי בהתחלה ביצענו תרחישים אלו על ידי פיקוד מיקום, כלומר פקודות הכניסה היו מיקום בצירי X, Y
כאשר הערכים היו כאלו שהביאו למצב מתמיד. לאחר מכן החלטנו לשנות גישה – ביצענו התרחישים
באמצעות פקודות זווית (עלרוד וגלגול). הסיבה לכך היא שרצינו להגיע למצב מתמיד במהירויות שונות (ובכך
לבדוק את תקפות הפרמטרים). חוג הגובה עובד במקביל לחוג הזוויות (עלרוד וגלגול וסבסוב) לכן עבור זווית
מסוימת נקבל מהירות מסוימת במצב מתמיד.
פקודות הכניסה:



איור 53 - פקודות כניסה זווית עלרוד תרחישי למידה (7) (8) (9), פרמטר $C_{d_{xy}}$

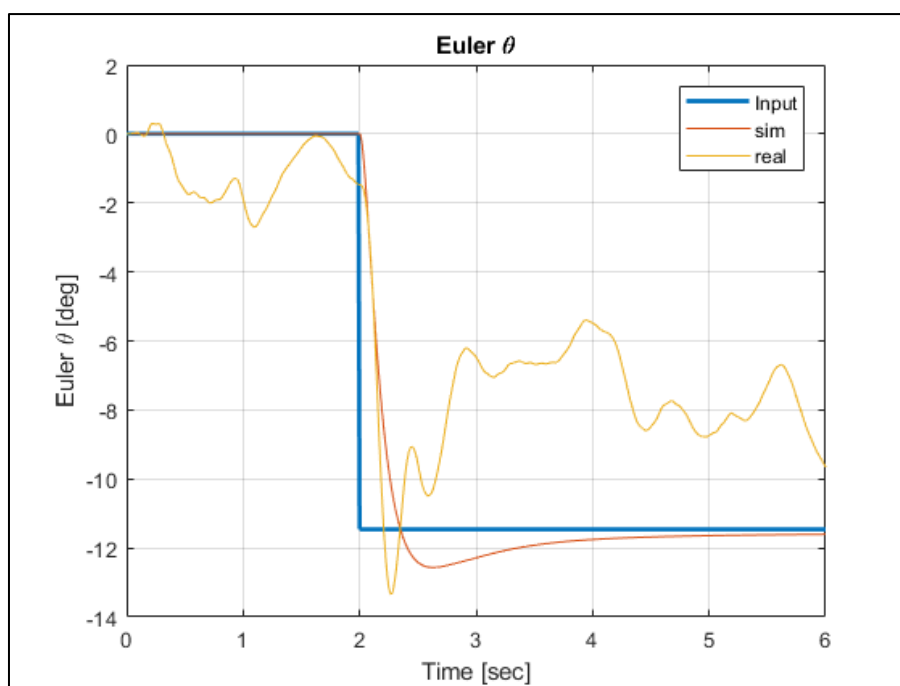


איור 54 - פקודות כניסה מיקום Z , תרחישי למידה (7) (8) (9), פרמטר $C_{d_{xy}}$

התקבל: $C_{d_{xy}} = 0.0484$

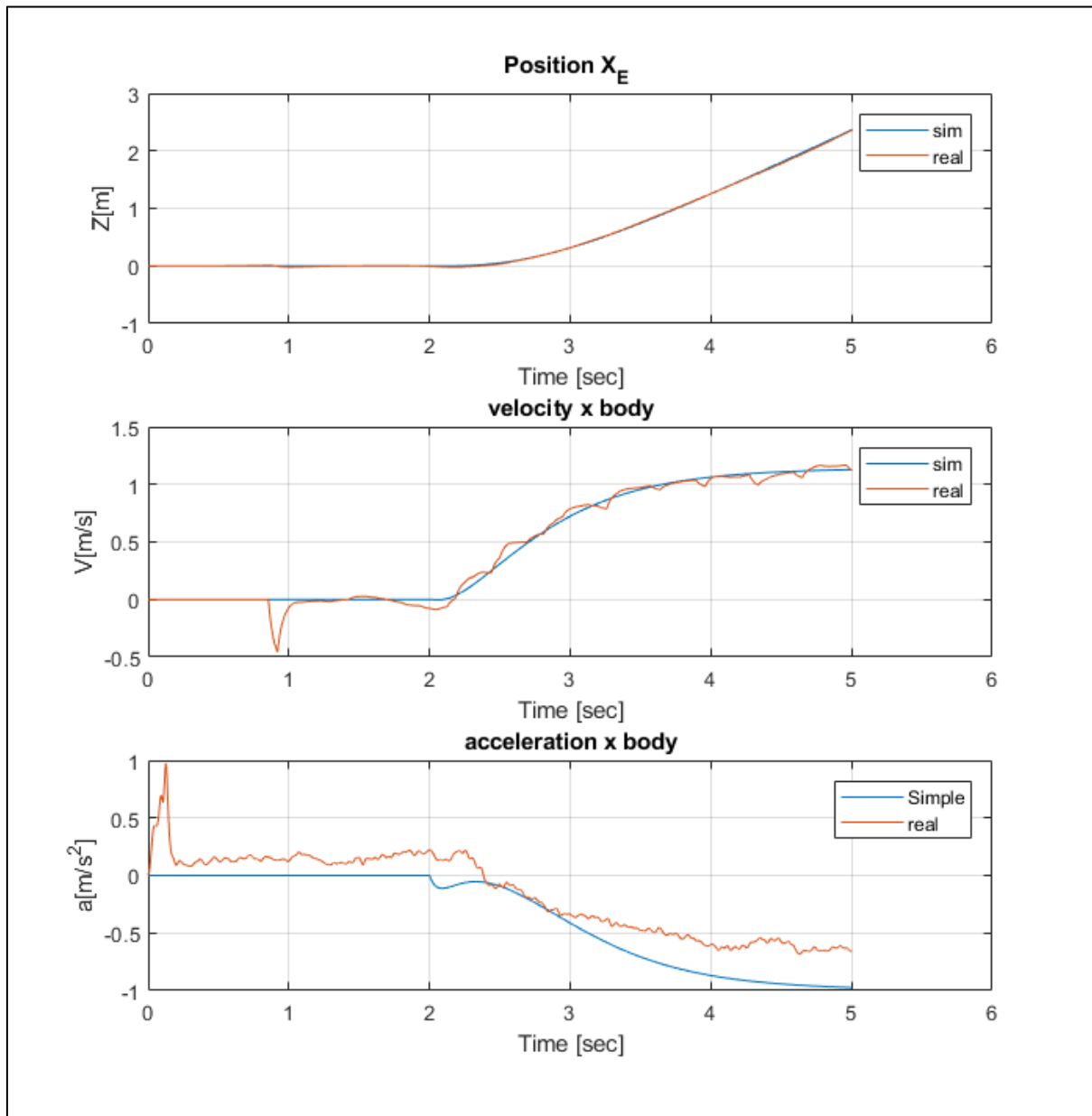
תוצאות תרחישי הלמידה:

תוצאות תרחיש למידה (7):

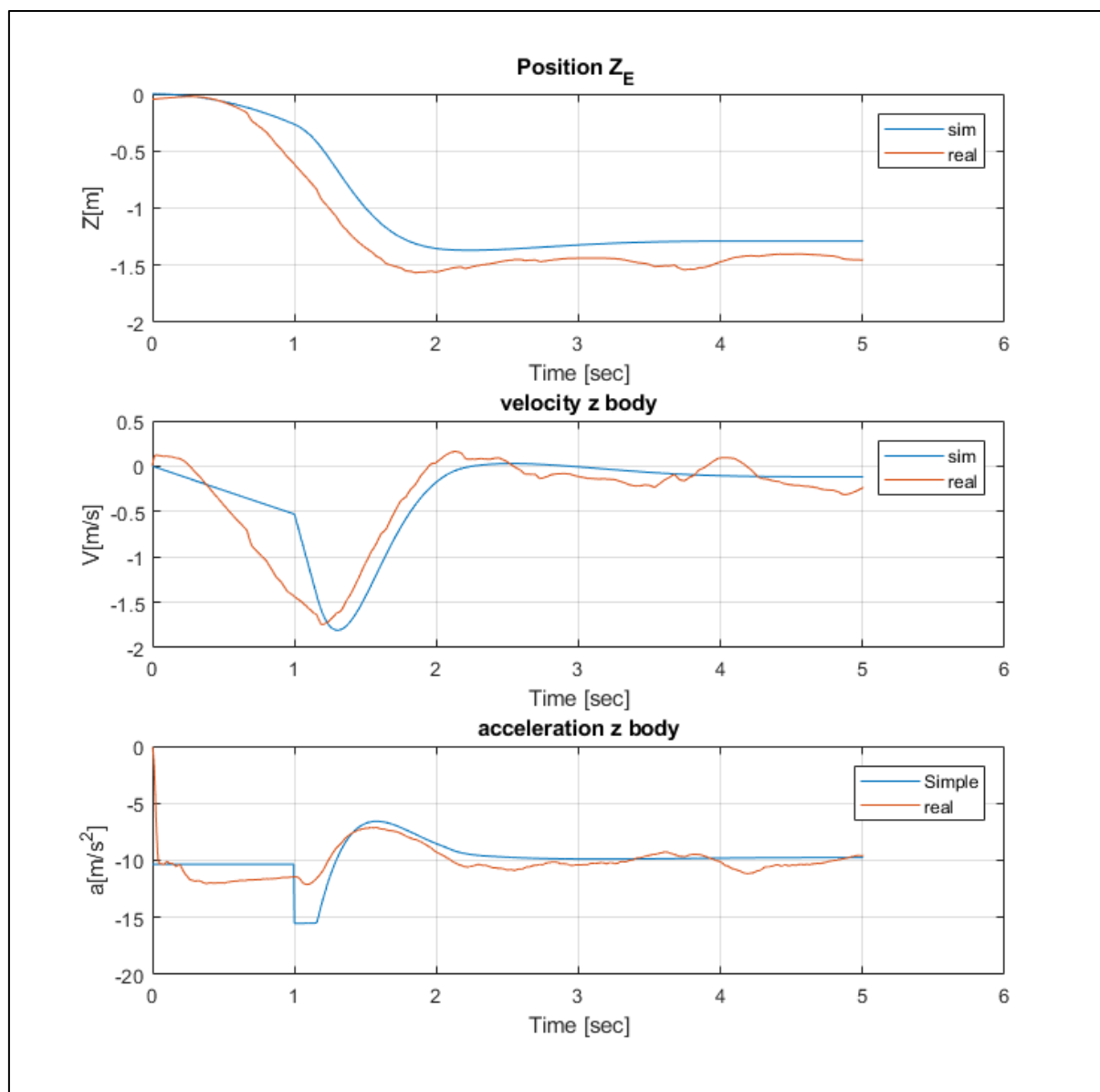


איור 55 - זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (7), פרמטר $C_{d_{xy}}$

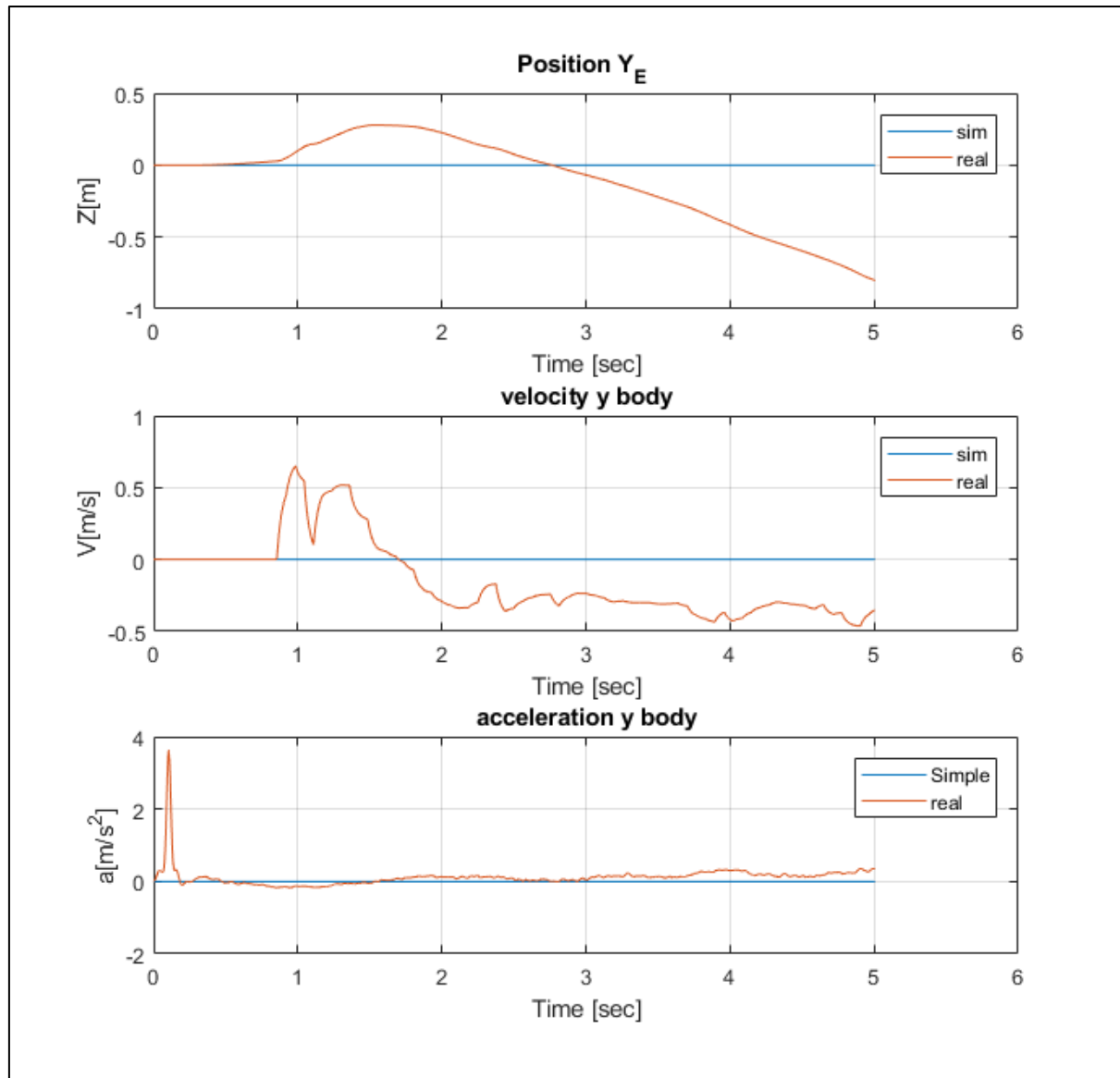
נשים לב כי כעת לאחר למידת מקדם הגרר תגובת היתר בזווית העלרוד בסימולציה קטנה משמעותית מזו שהתקבלה בטיסה האמתית. זהו מצב הפוך לזה שהתקבל לפני למידת הפרמטר $C_{d_{xy}}$.



איור 56 - תנועה בציר x, תוצאות למידה תרחיש (7), פרמטר $C_{d_{xy}}$

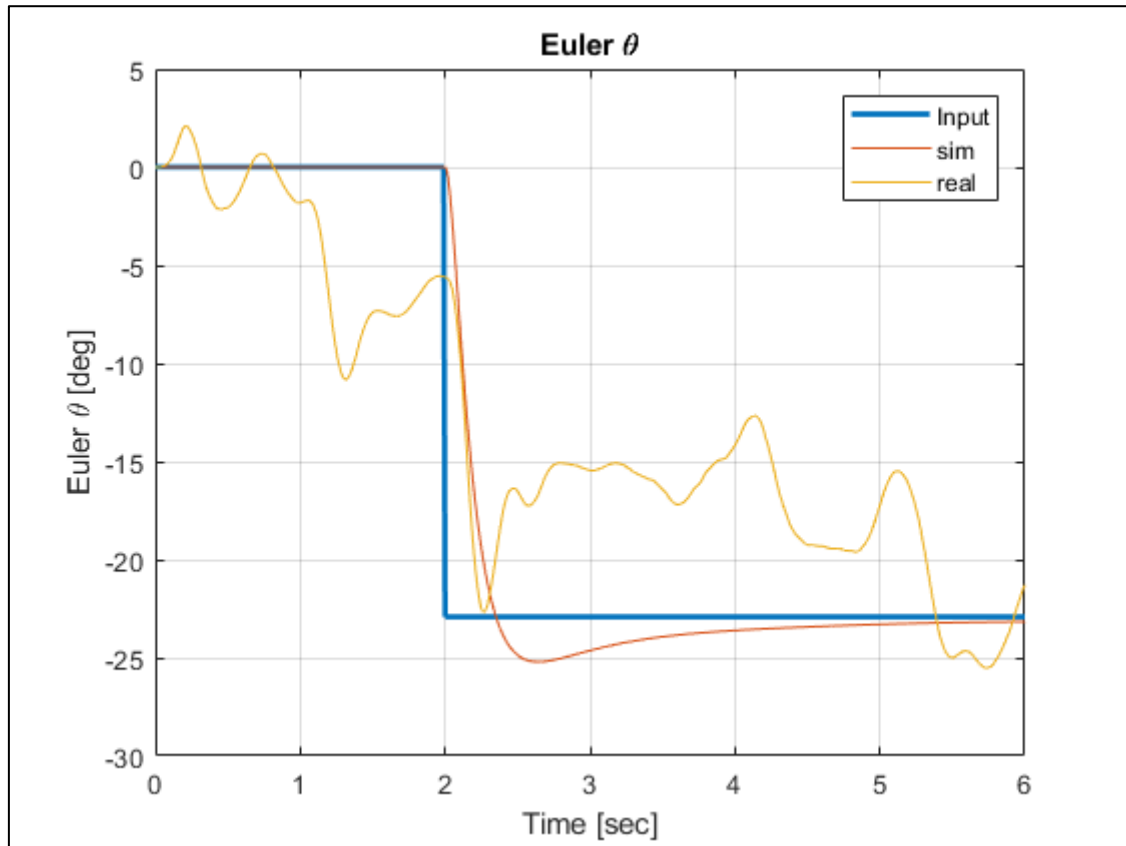


איור 57 - תנועה בציר Z , תוצאות למידה תרחיש (7), פרמטר $C_{d_{xy}}$

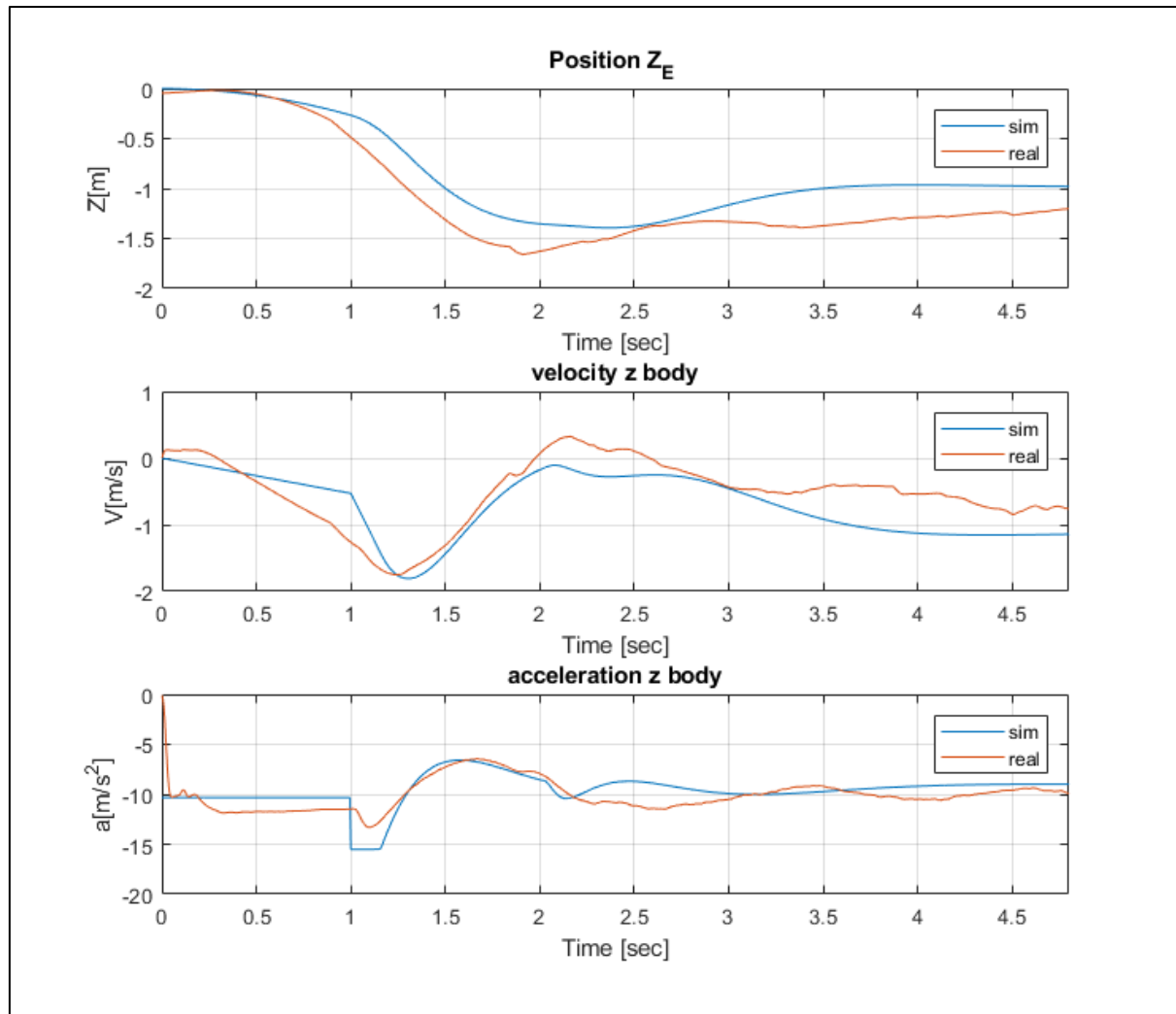


איור 58 - - תנועה בציר y , תוצאות למידה תרחיש (7), פרמטר $C_{d_{xy}}$

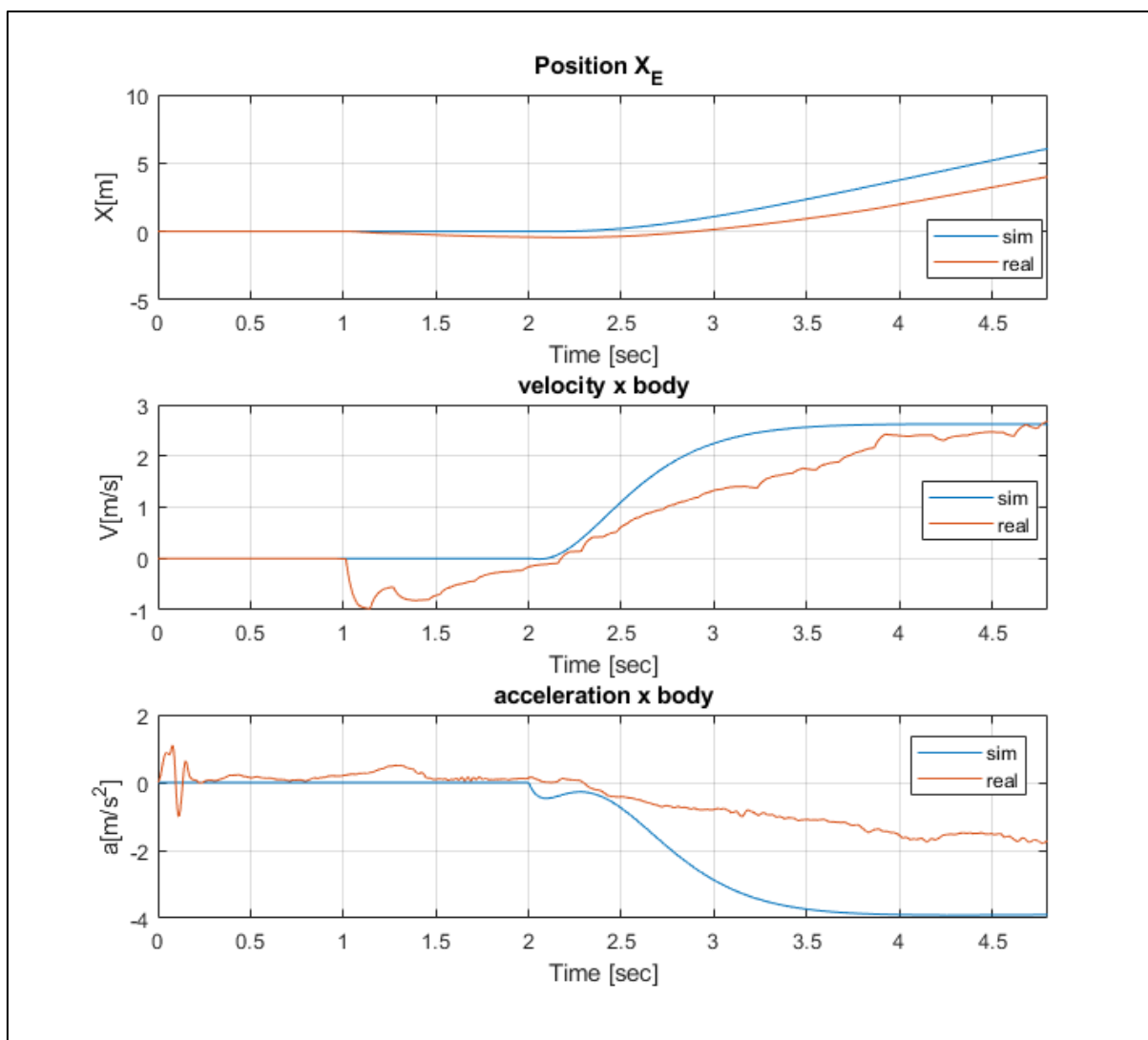
תוצאות תרחיש למידה (8):



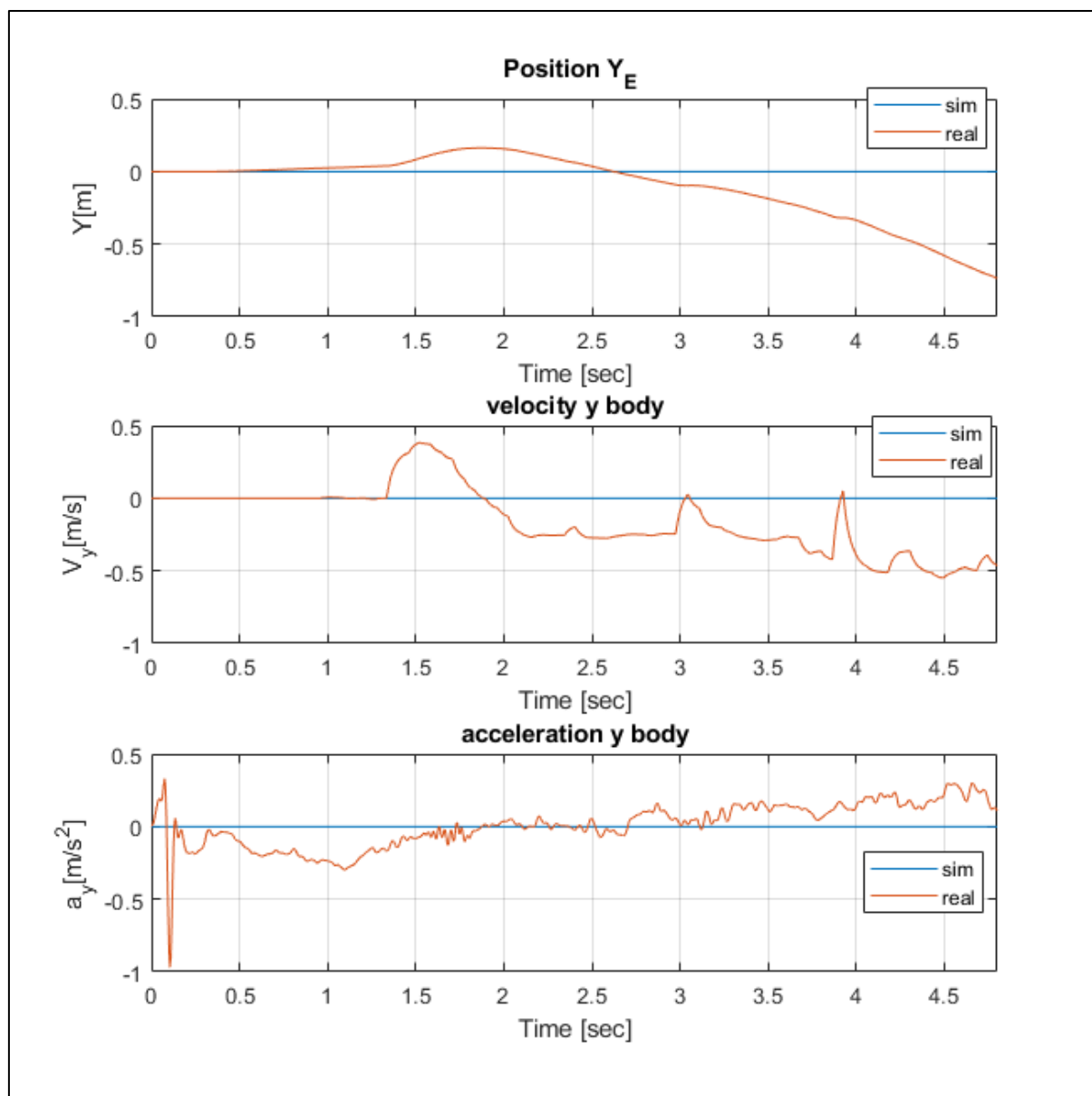
איור 59 - זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (8), פרמטר $C_{d_{xy}}$



איור 60 - תנועה בציר Z , תוצאות למידה תרחיש (8), פרמטר $C_{d_{xy}}$

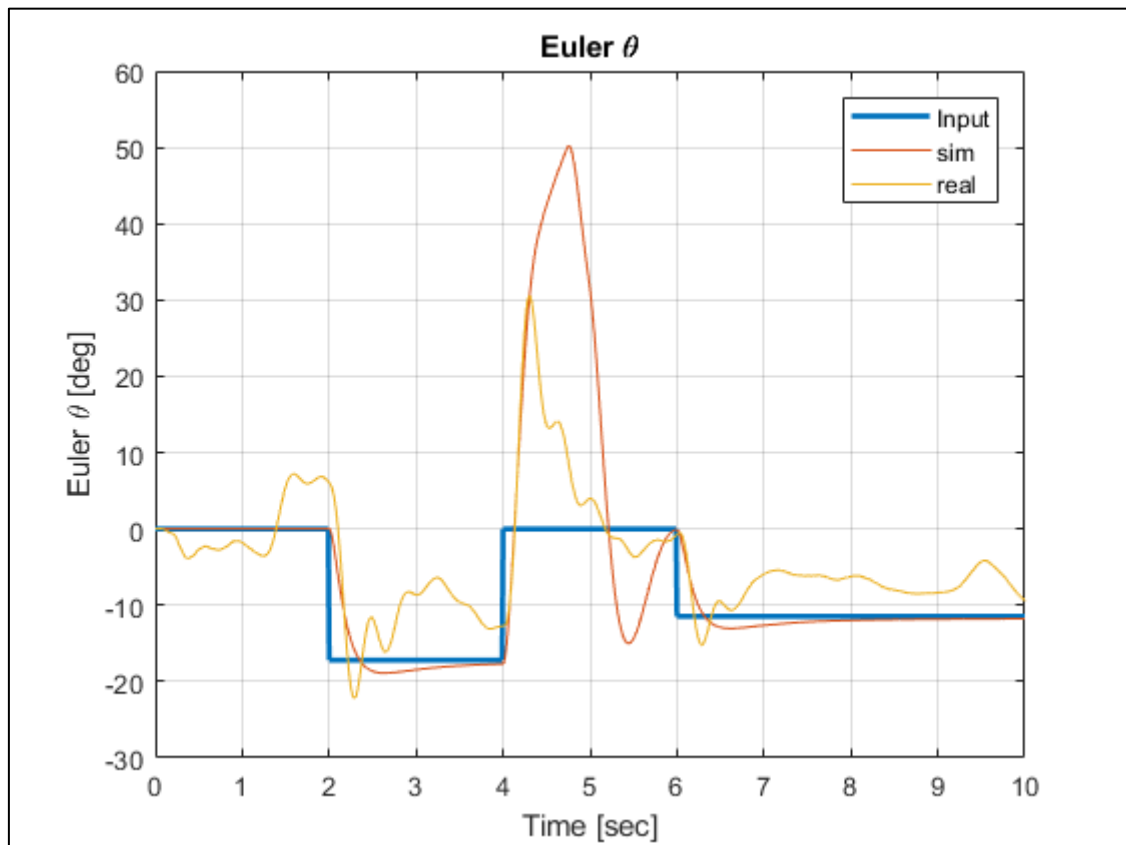


איור 61 - תנועה בציר x, תוצאות למידה תרחיש (8), פרמטר $C_{d_{xy}}$

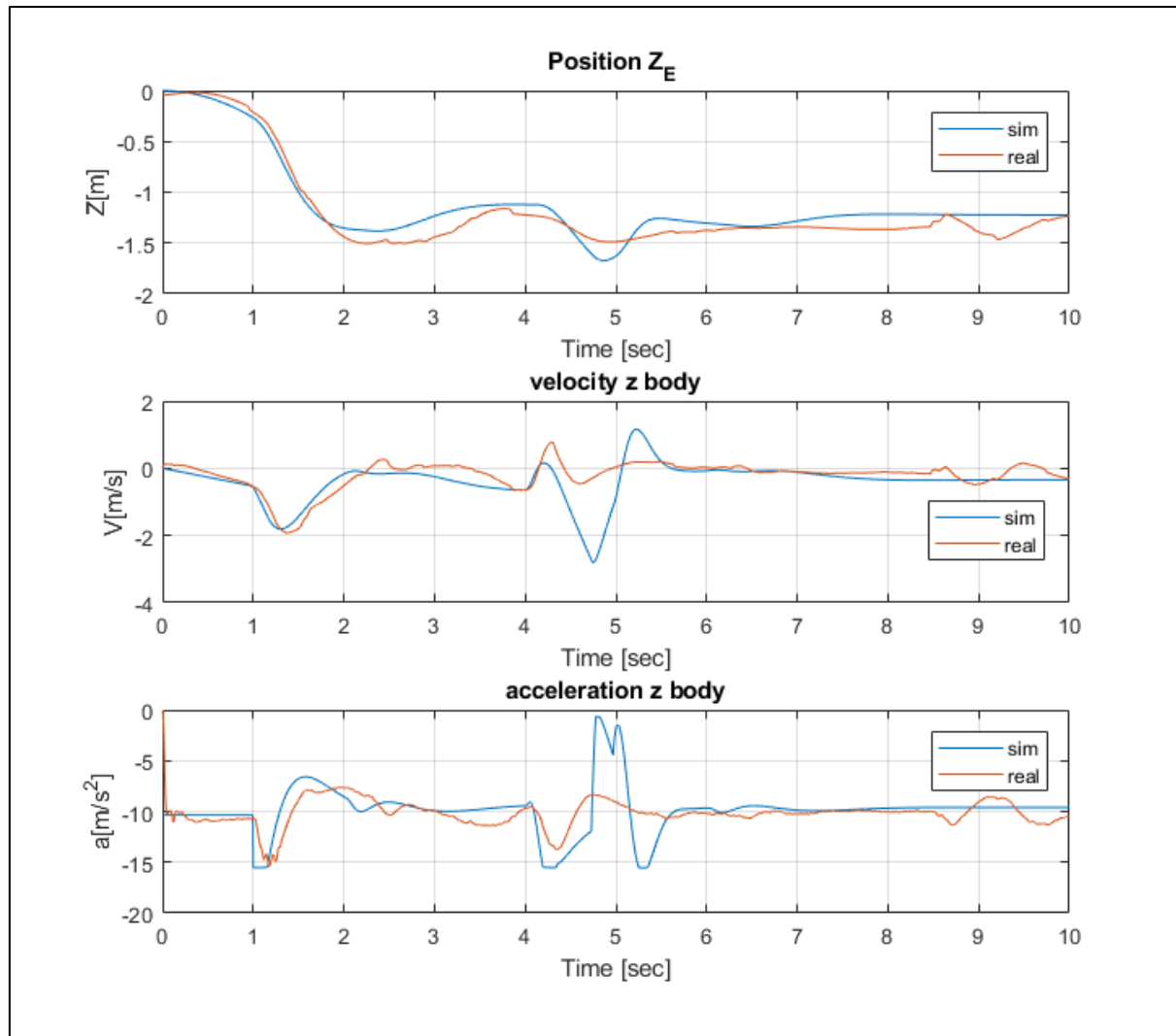


איור 62 - תנועה בציר y, תוצאות למידה תרחיש (8), פרמטר $C_{d_{xy}}$

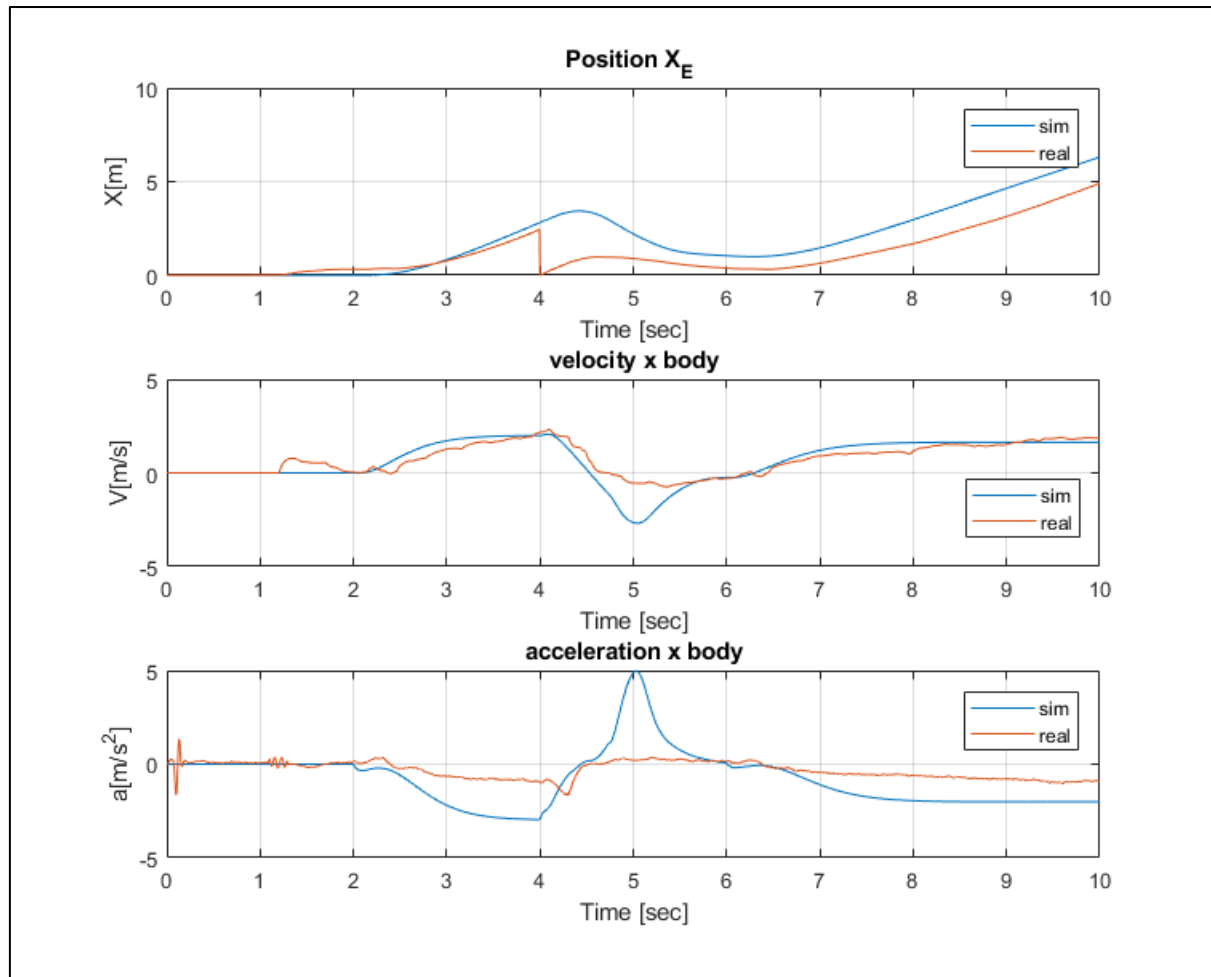
תוצאות תרחיש למידה (9):



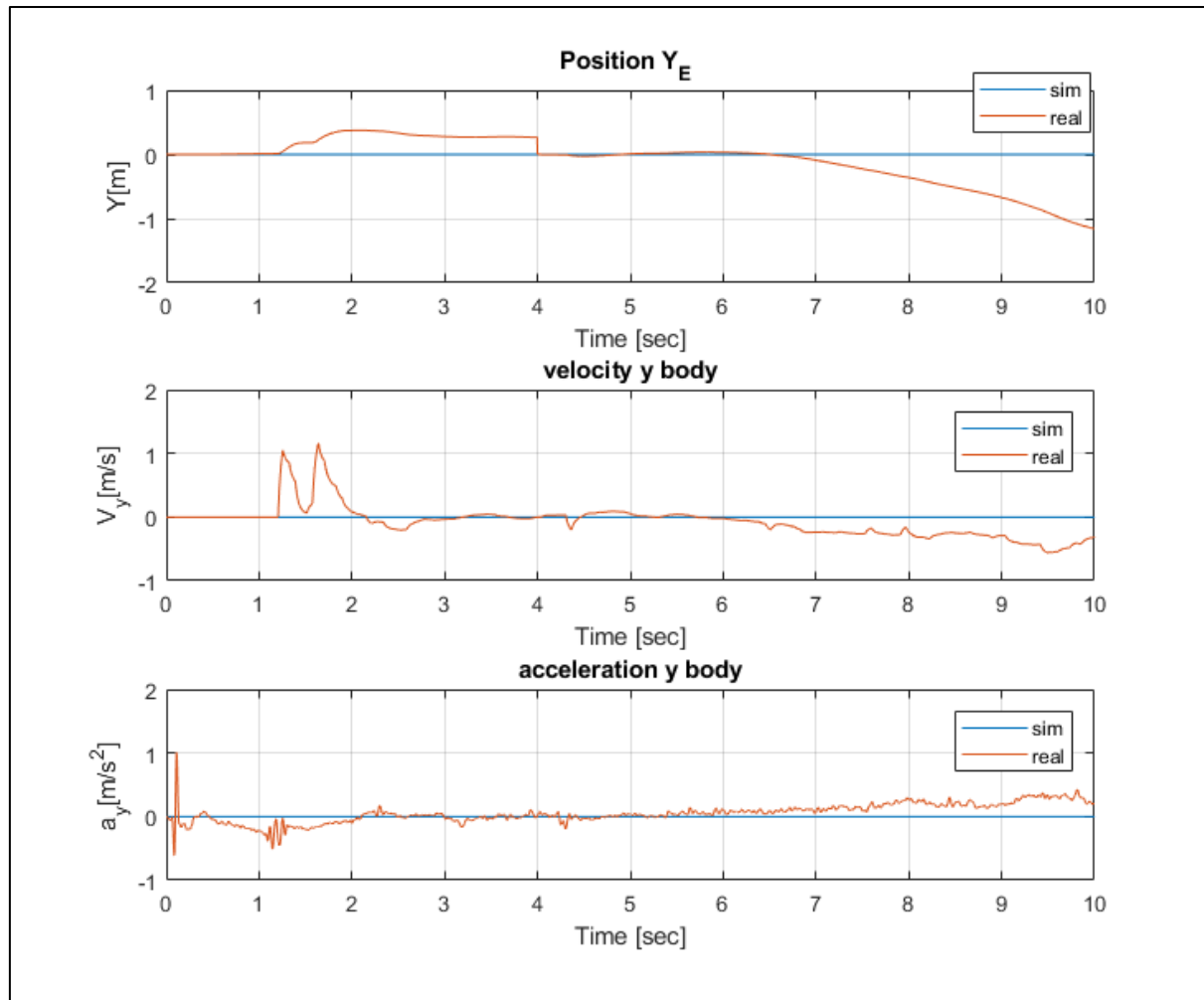
איור 63 - זווית עלרוד, תוצאות למידה תרחיש (9), פרמטר $C_{d_{xy}}$



איור 64 - תנועה בציר Z , תוצאות למידה תרחיש (9), פרמטר $C_{d_{xy}}$

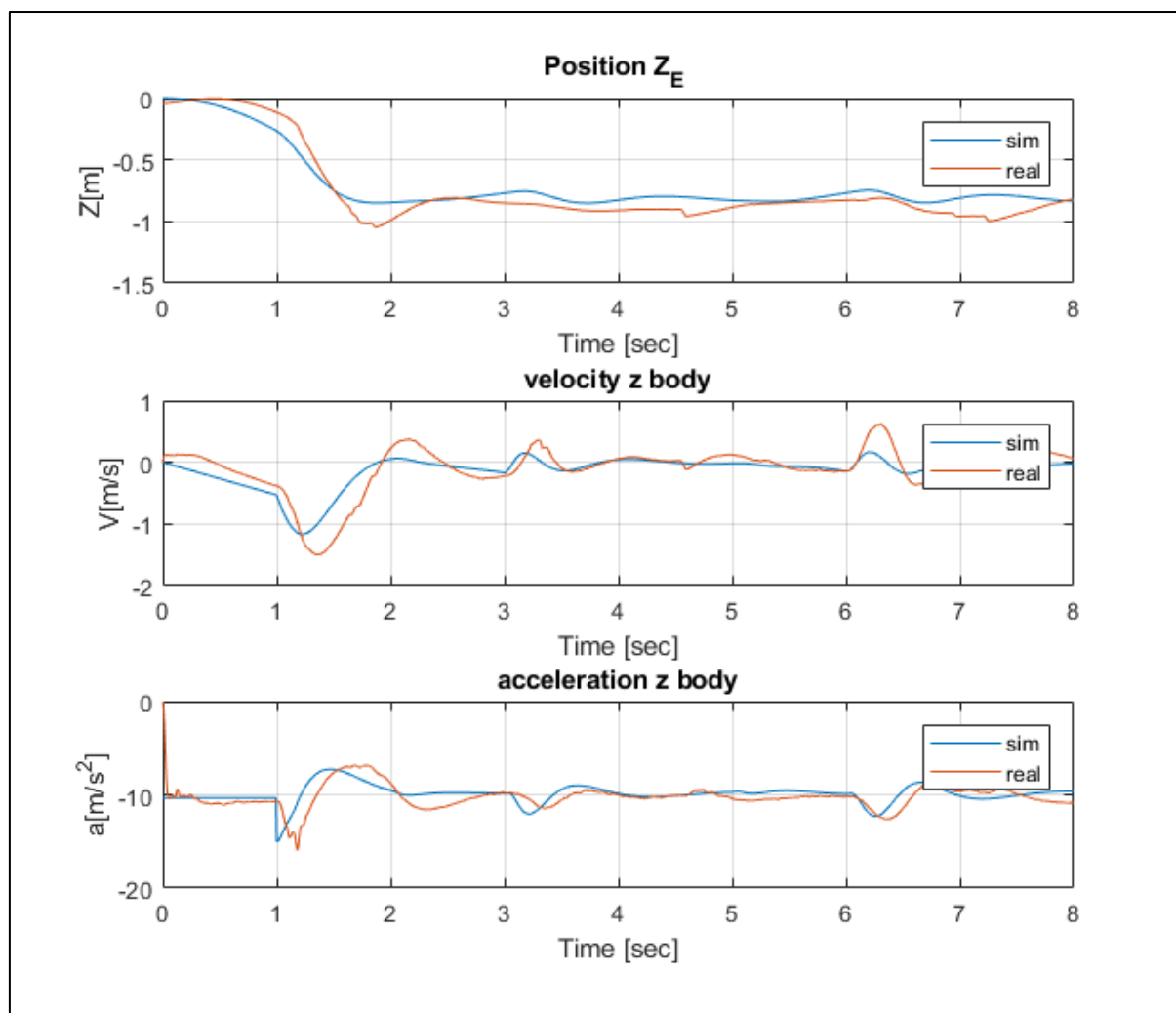


איור 65 - תנועה בציר x, תוצאות למידה תרחיש (9), פרמטר $C_{d_{xy}}$

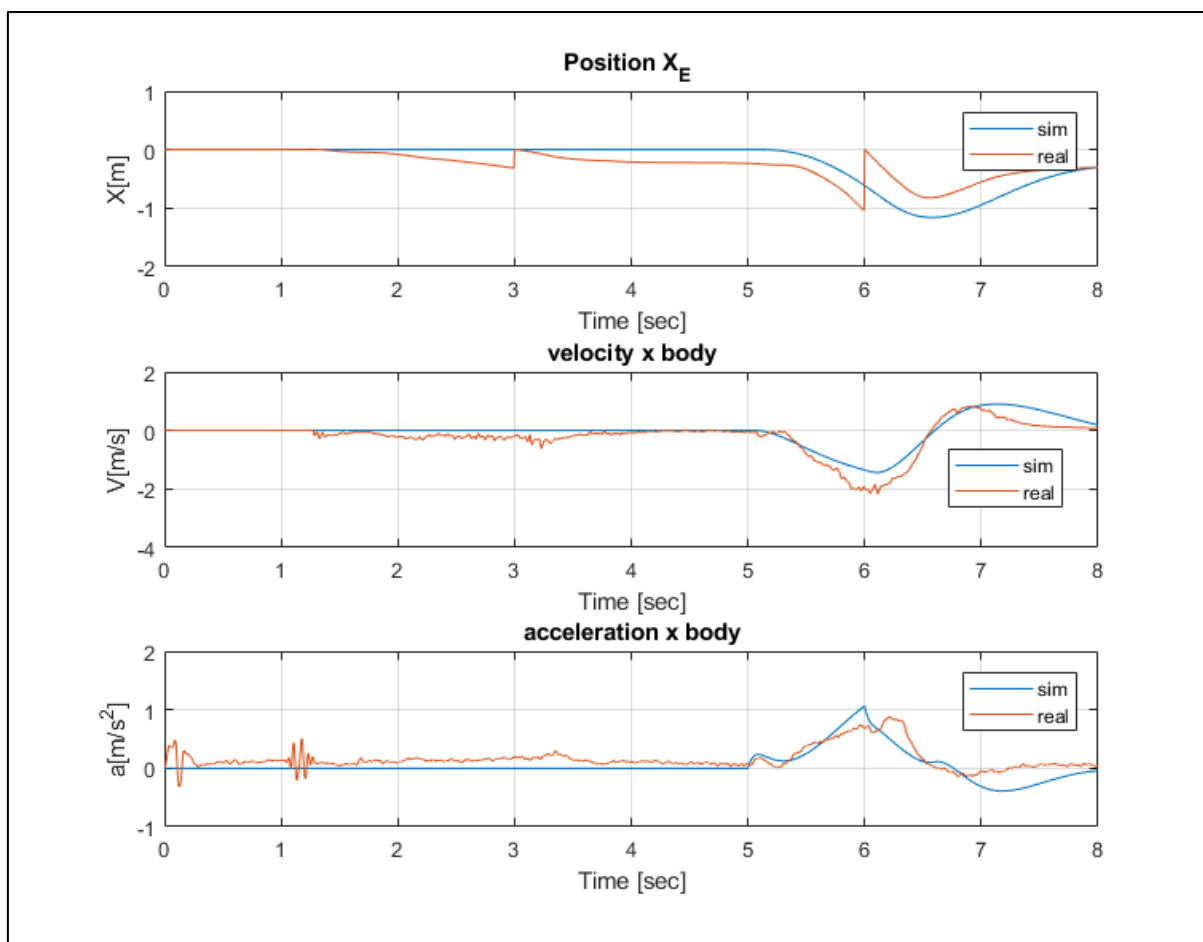


איור 66 - תנועה בציר y , תוצאות למידה תרחיש (9), פרמטר $C_{d_{xy}}$

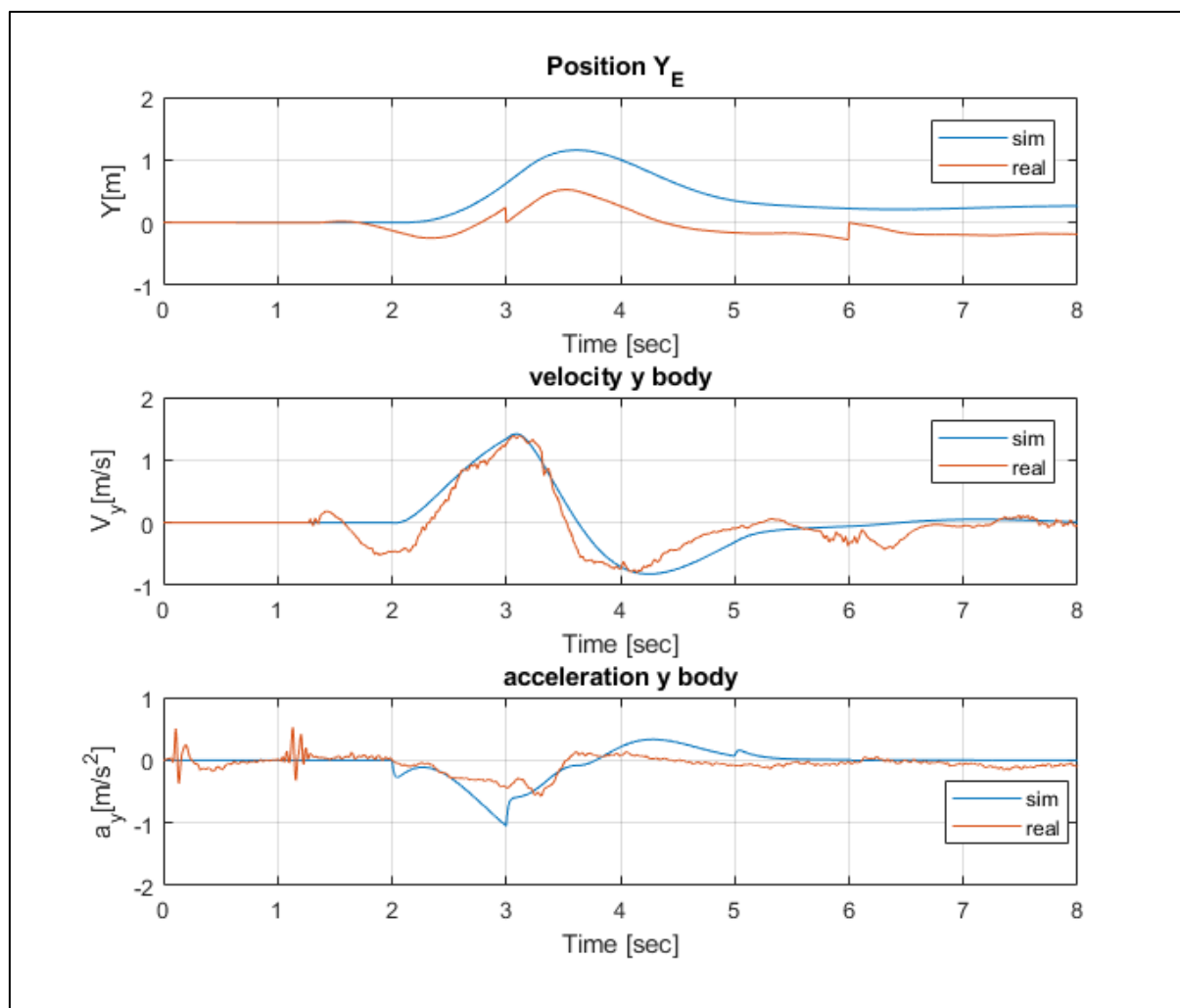
כעת נציג תוצאות של תרחישי הלמידה של פרמטר K_2 אך הפעם עם מקדם הגרר $C_{d_{xy}}$ שמצאנו כאן. כלומר נרצה להראות שהפרמטר אינו משפיע באופן משמעותי על התוצאות שהתקבלו כשלמדנו את הפרמטר K_2 (הנחנו שם $C_{d_{xy}} = 0.037$).



איור 67 - תנועה בציר Z, תרחיש אימות, פרמטר Cdx



איור 68 - תנועה בציר X , תרחיש אימות, פרמטר $Cdxy$



איור 69 - תנועה בציר y, תרחיש אימות, פרמטר $Cdxy$

למידה משולבת של הפרמטרים:

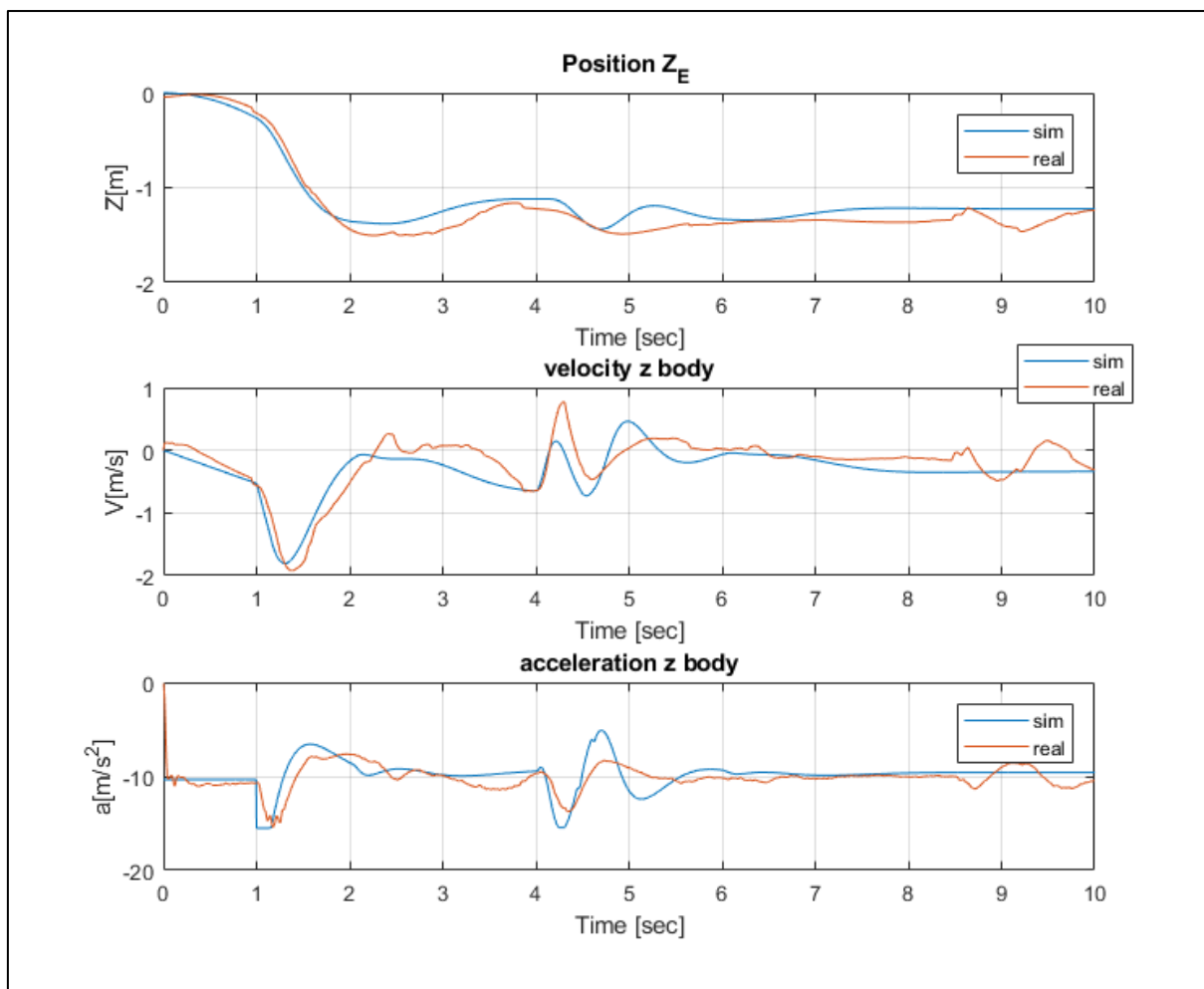
תרחישים 7,8,9. נלמד את הפרמטרים $K_2, C_{d_{xy}}$ במקביל.

תנאי ההתחלה יהיו אלו שהתקבלו בלימוד המופרד ($K_2 = 0.3041$ $C_{d_{xy}} = 0.0484$).

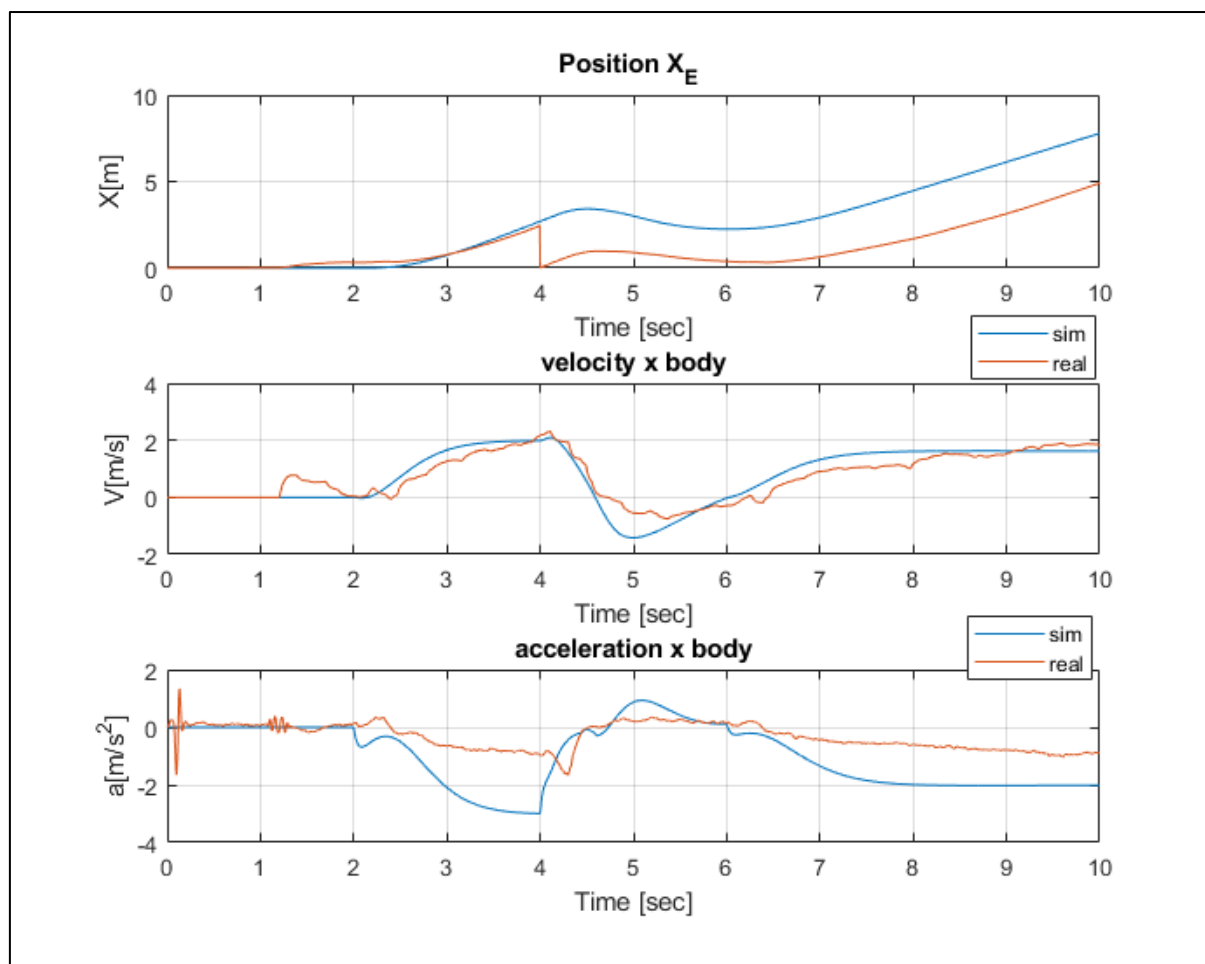
הפרמטרים שהתקבלו:

$$K_2 = 0.29$$

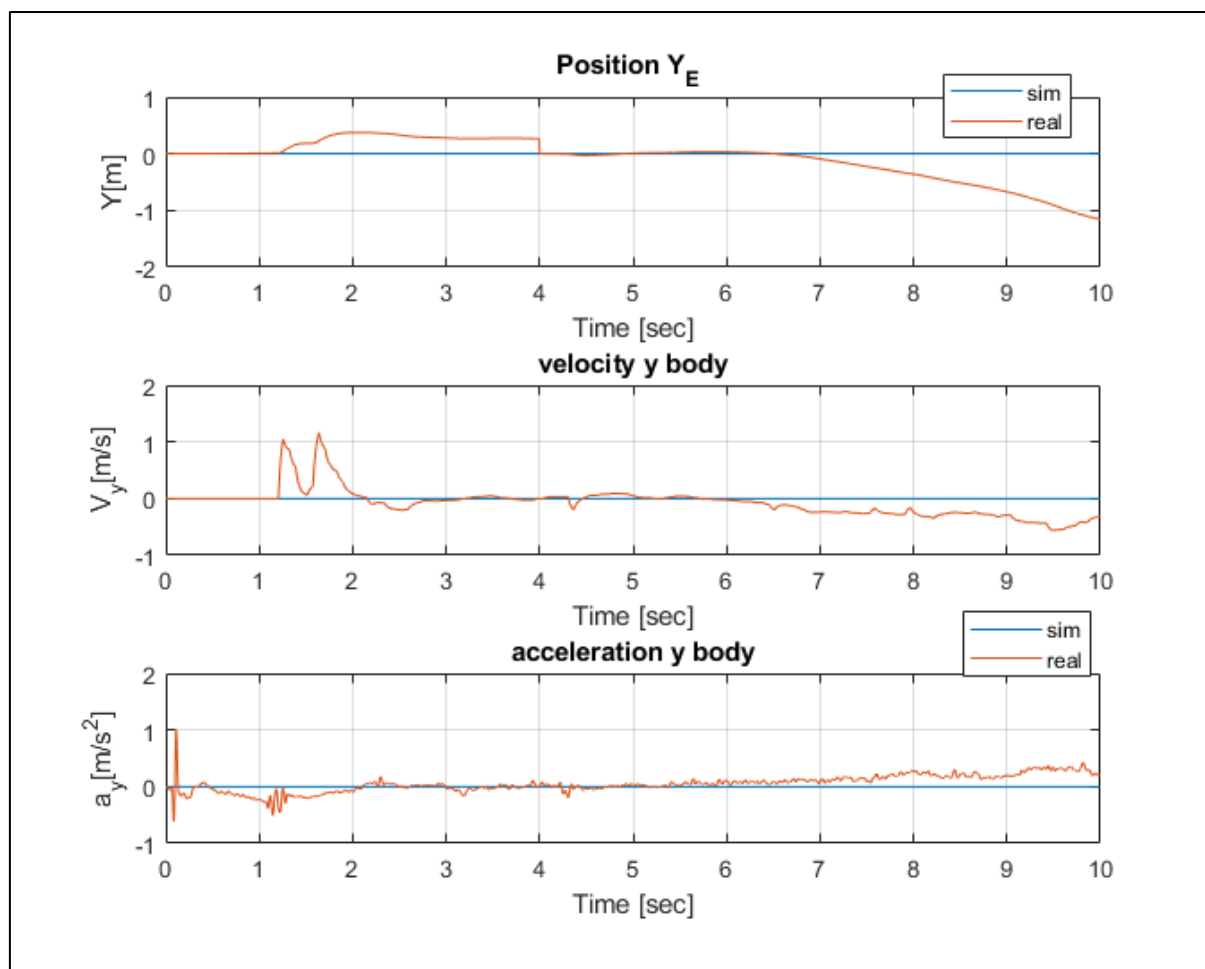
$$C_{d_{xy}} = 0.0496$$



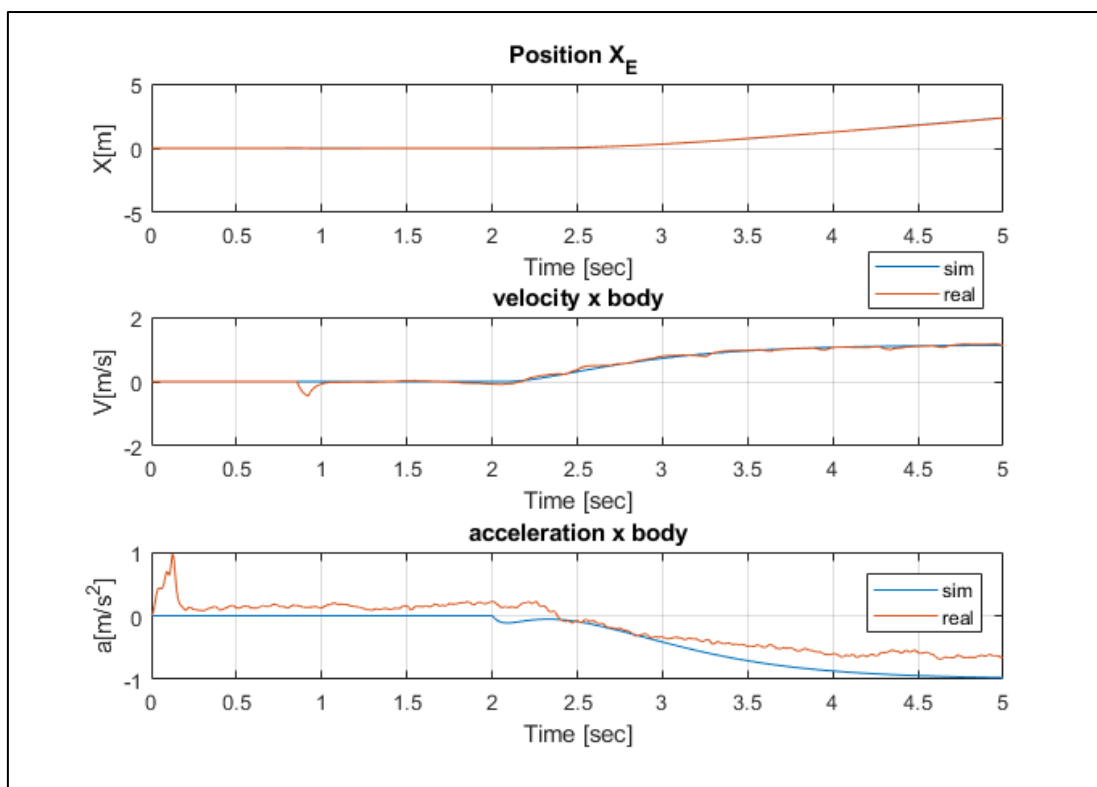
איור 70 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 9, תנועה בציר Z



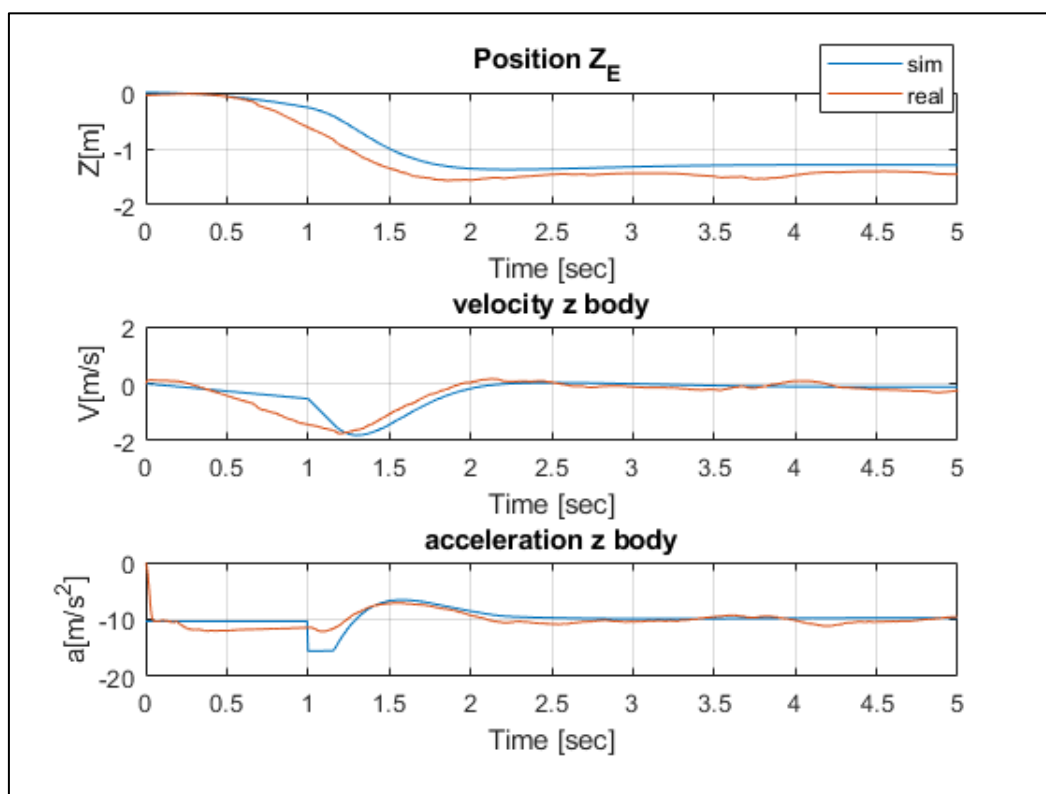
איור 71 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 9, תנועה בציר X



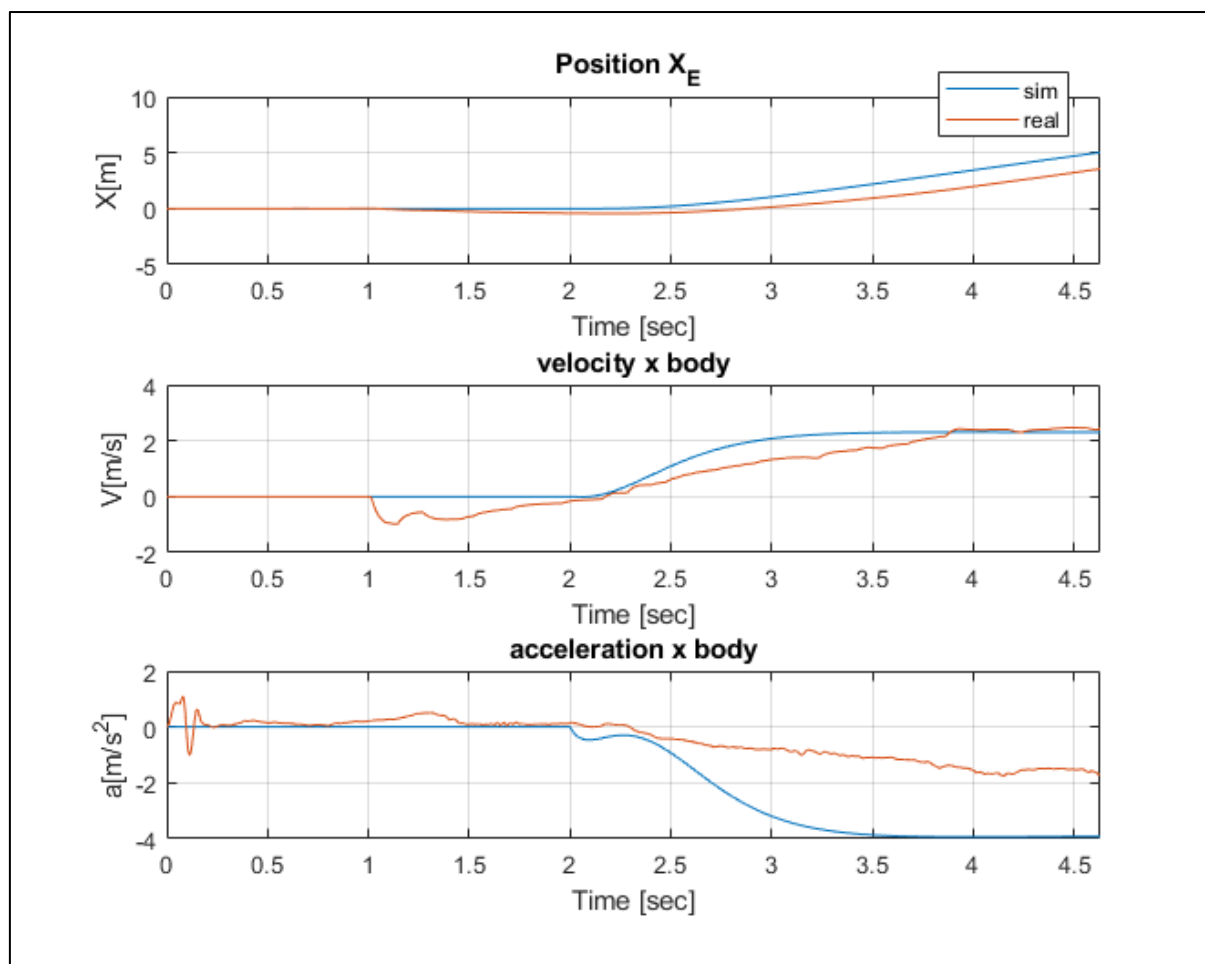
איור 72 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 9, תנועה בציר Y



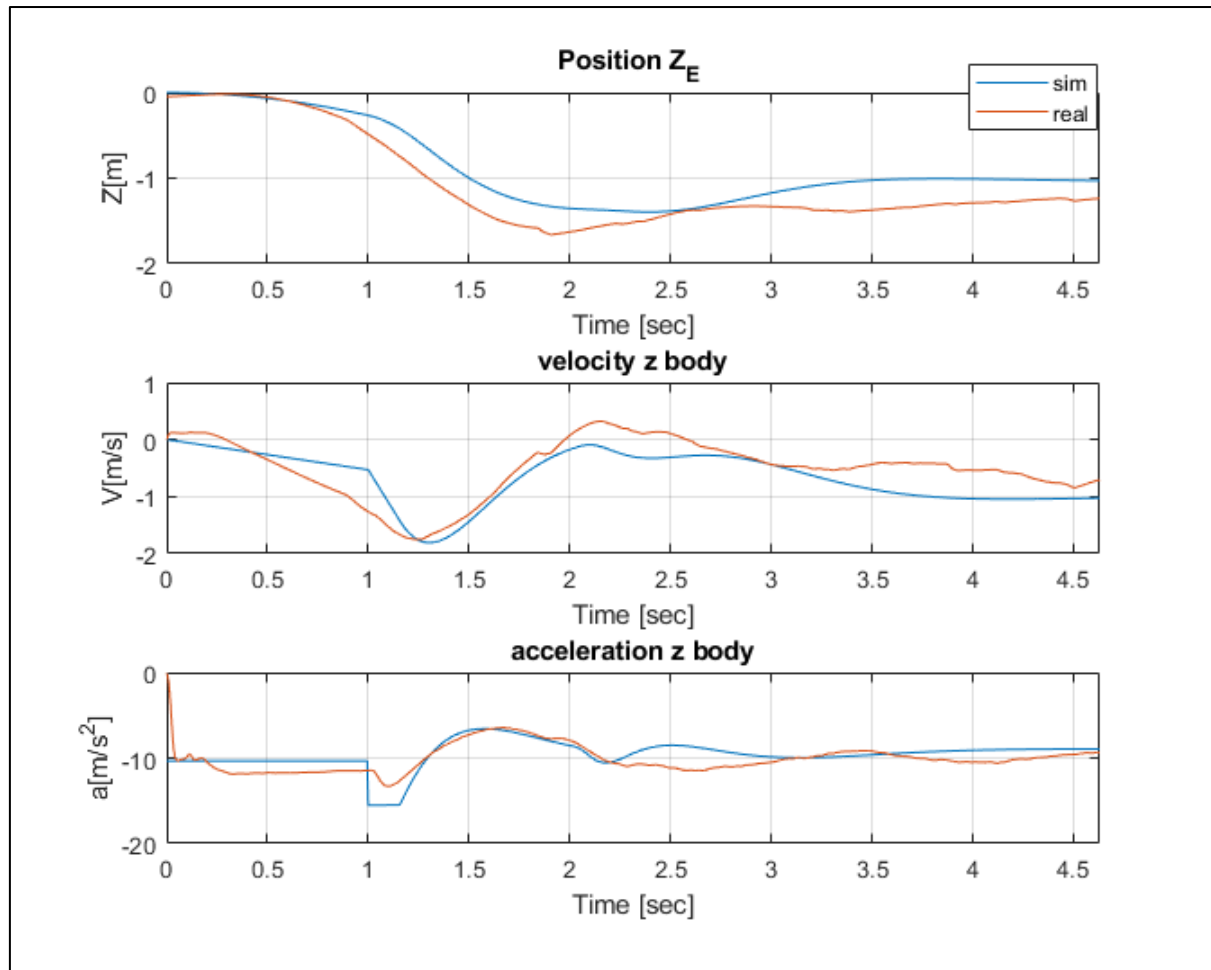
איור 73 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 7, תנועה בציר X



איור 74 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 7, תנועה בציר Z



איור 75 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 8, תנועה בציר X



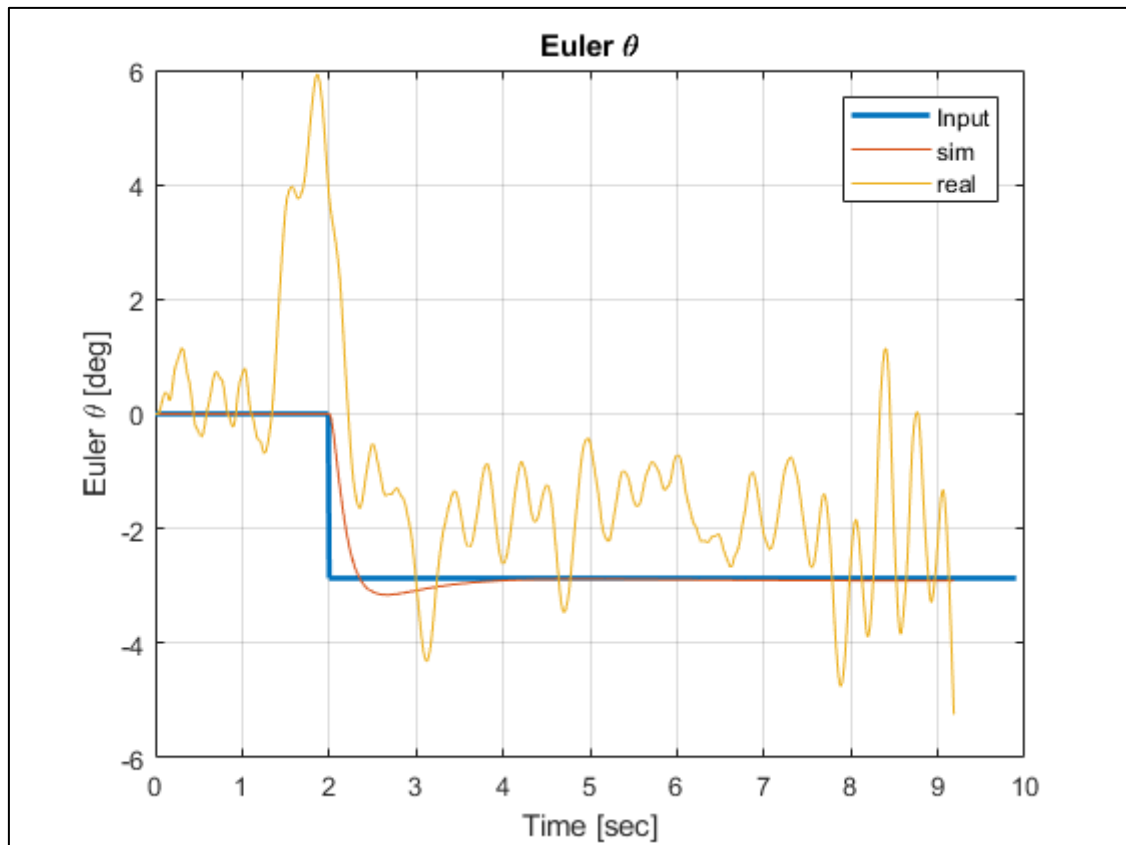
איור 76 - תוצאות למידה במקביל, תרחיש 8, תנועה בציר Z

ניתן לראות כי התוצאות שופרו במעט לאחר למידת הפרמטרים במקביל. הפרמטרים שקיבלנו קרוב מאוד לתנאי ההתחלה וכן ציפינו שינויים קלים בתוצאות ולא שיפור דרסטי.

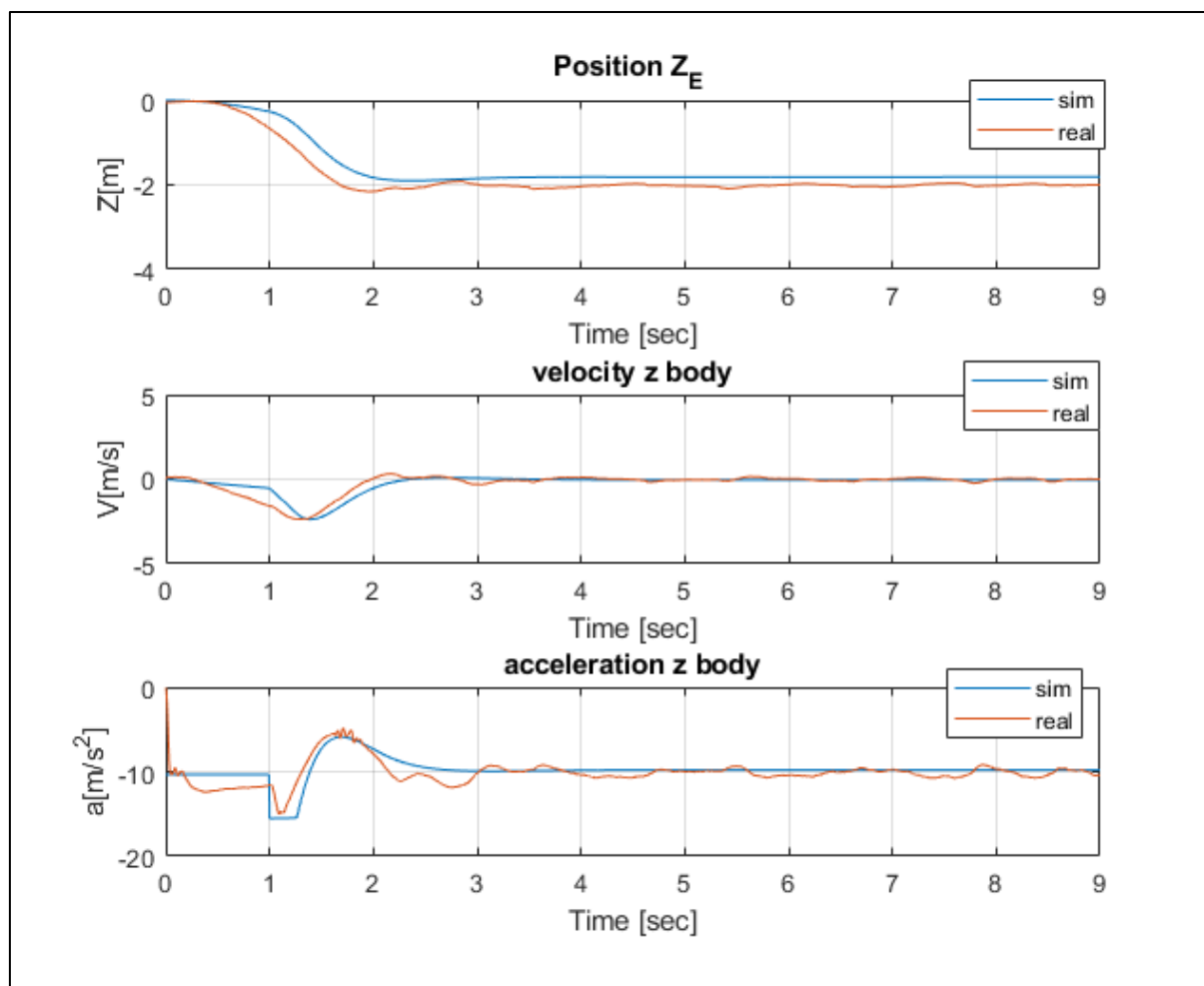
תרחישי אימות

כעת נציג תרחישי טיסה שונים מאלו בתרחישי הלמידה.

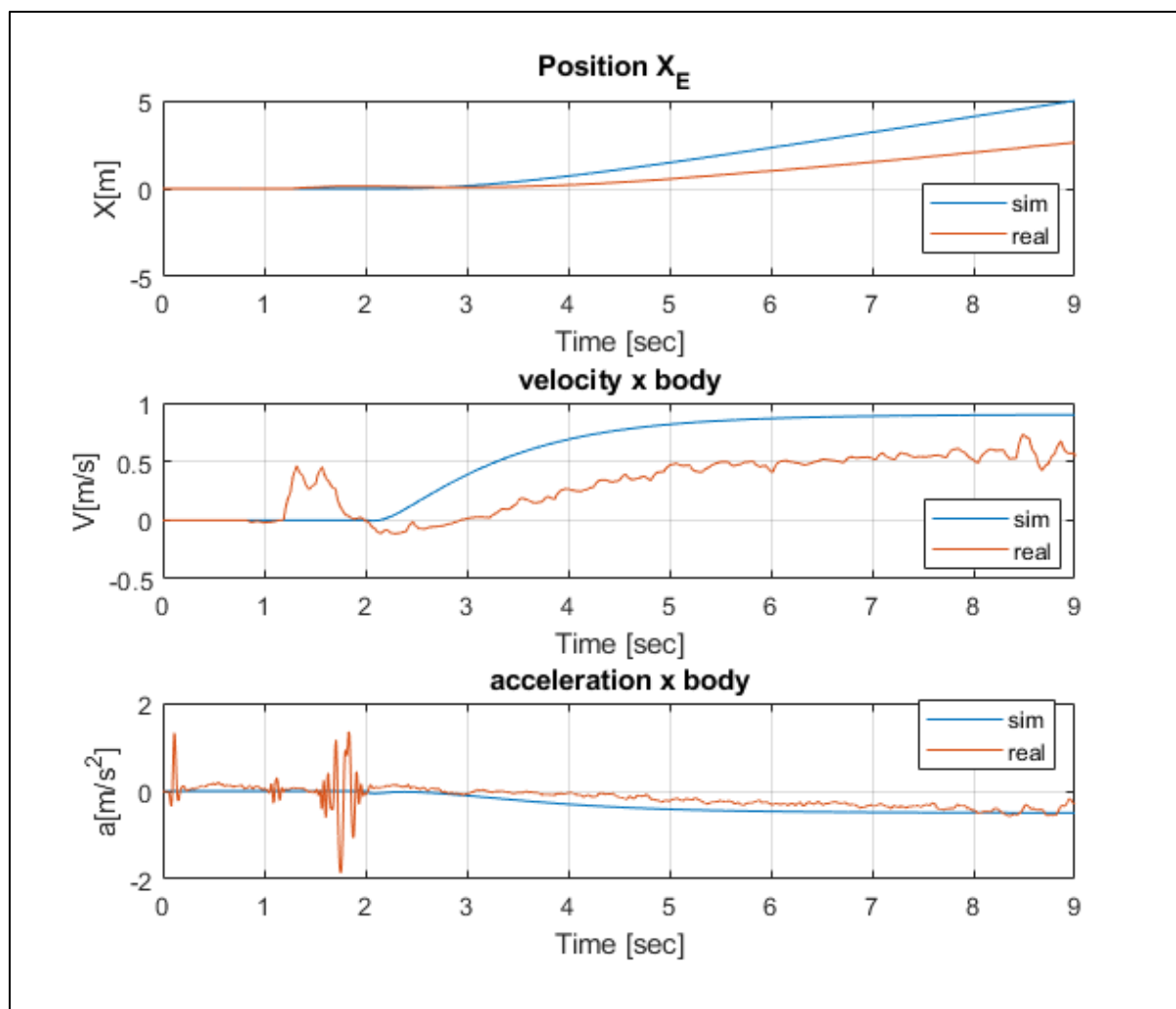
תרחיש אימות ראשון (10):



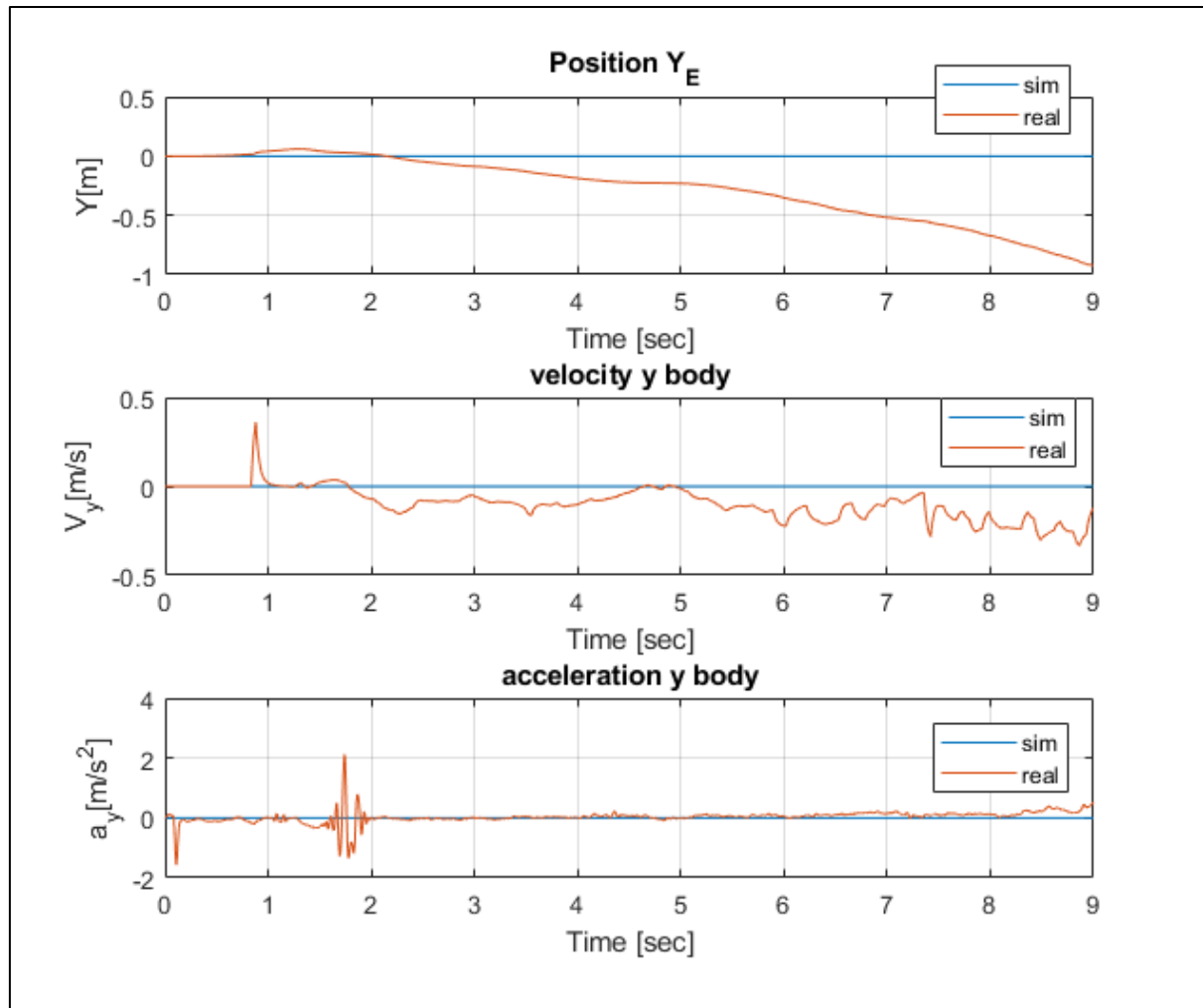
איור 77 - זווית עלרוד, תרחיש אימות (10)



איור 78 - תנועה בציר Z , תרחיש אימות (10)

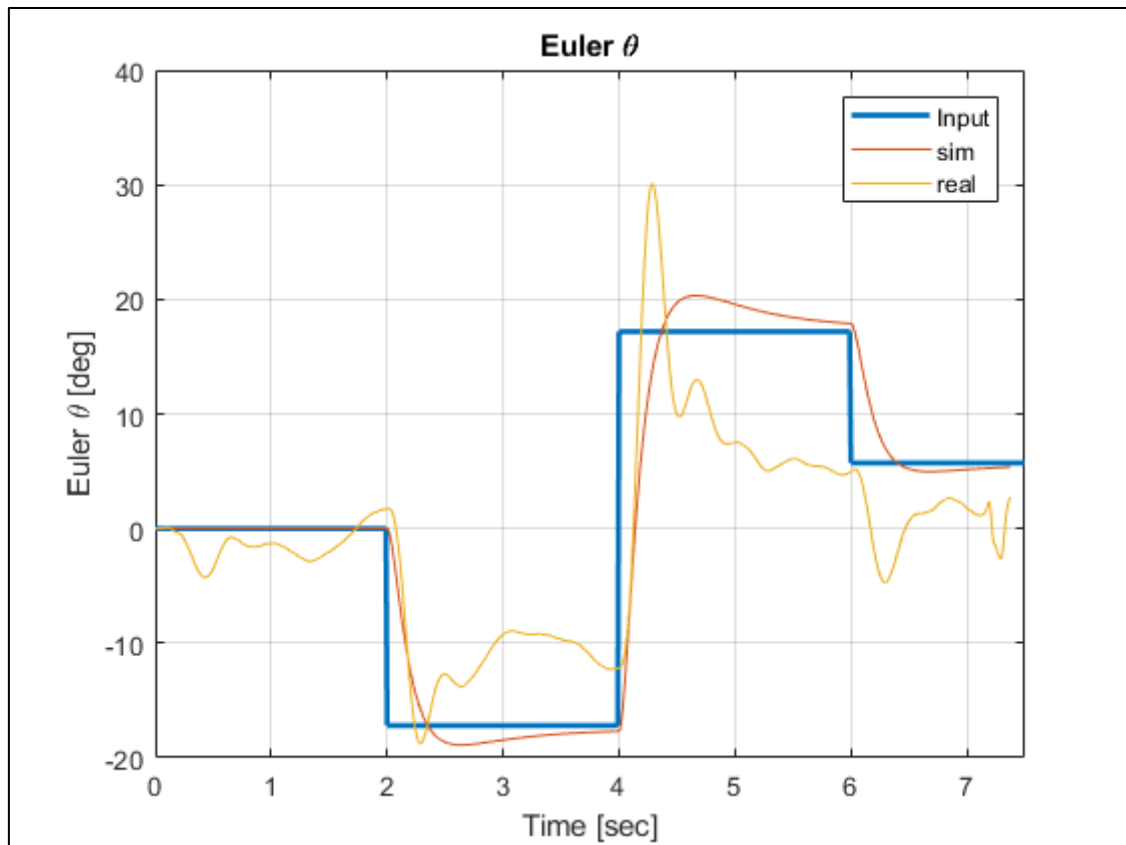


איור 79 - תנועה בציר X, תרחיש אימות (10)

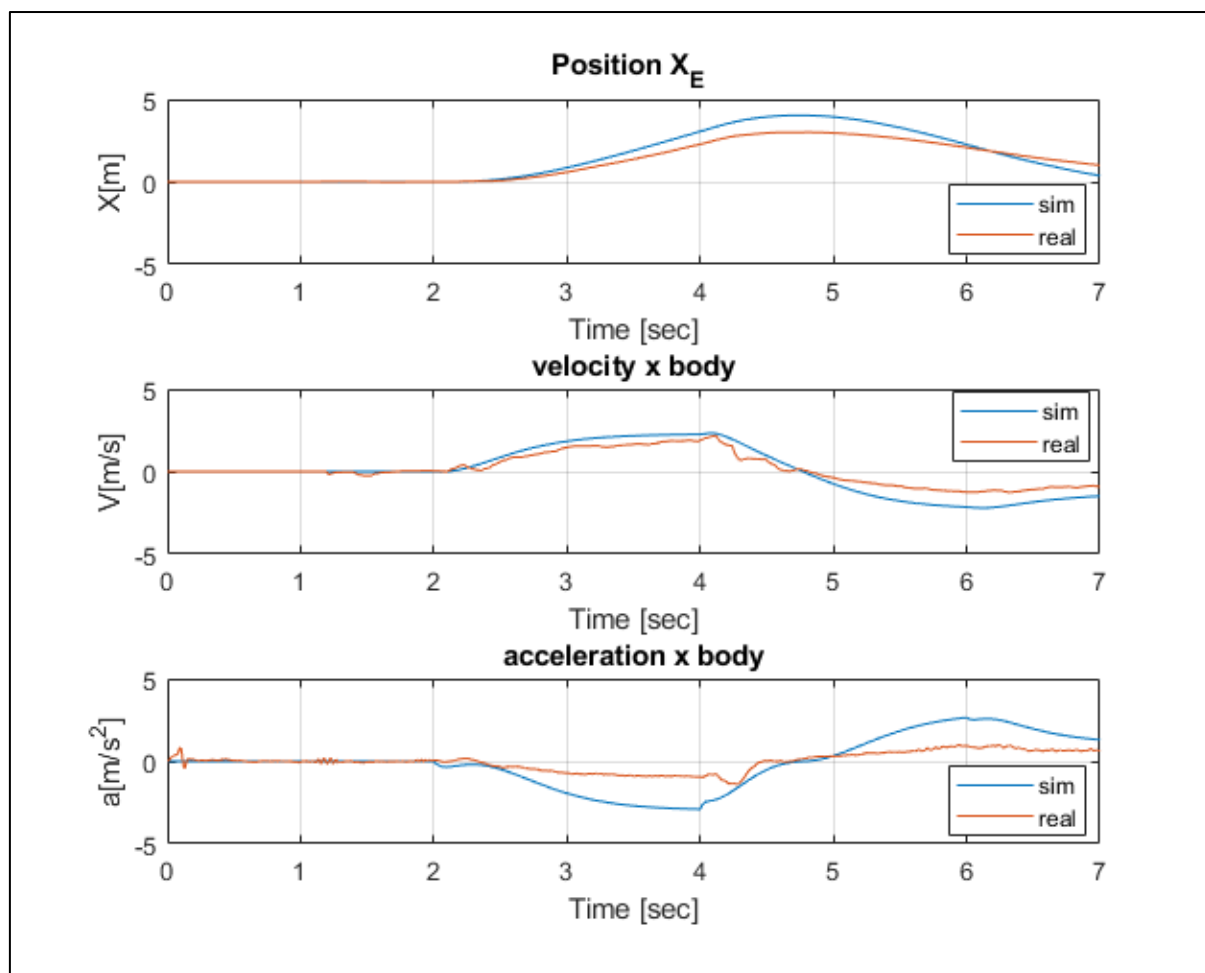


איור 80 - תנועה בציר y, תרחיש אימות (10)

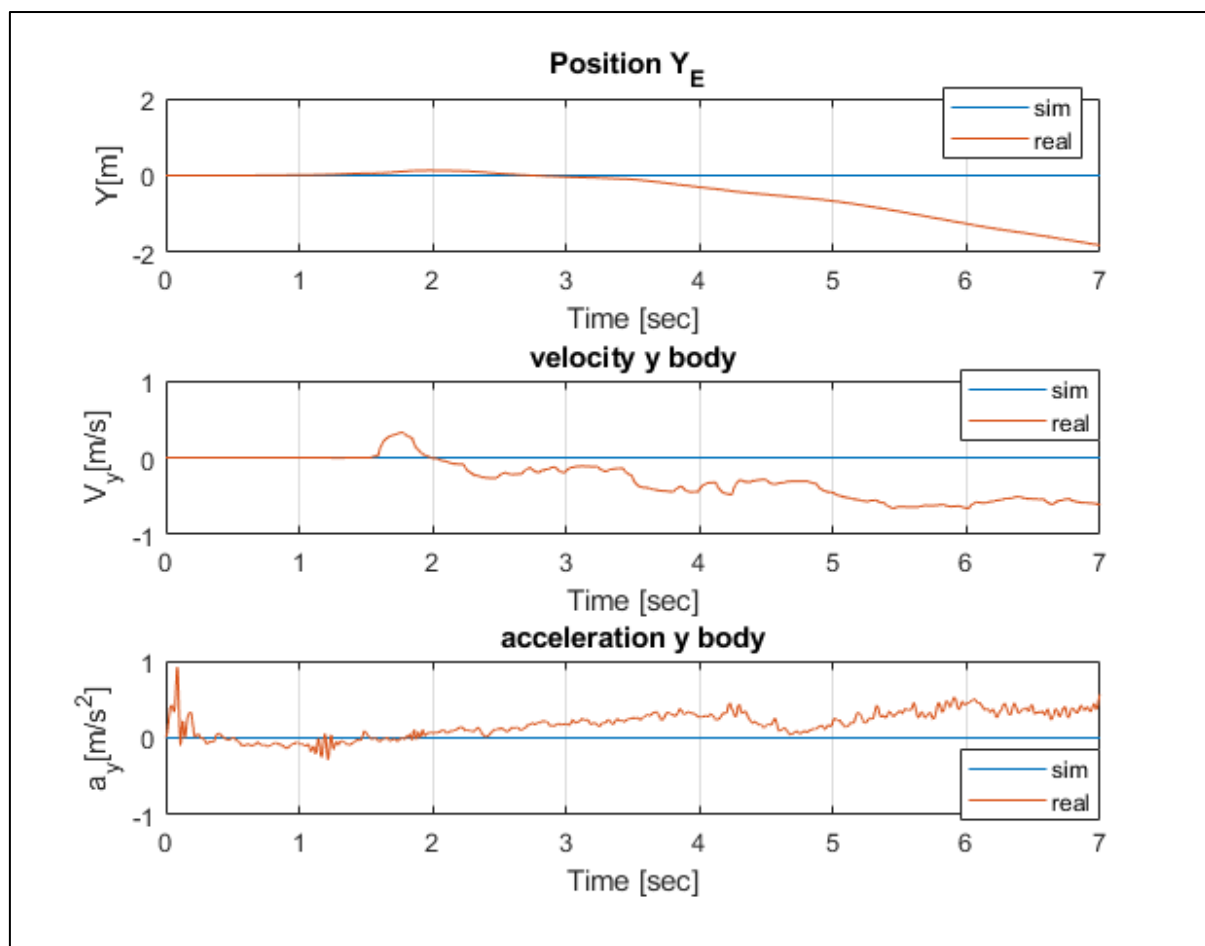
תרחיש אימות שני (11) :



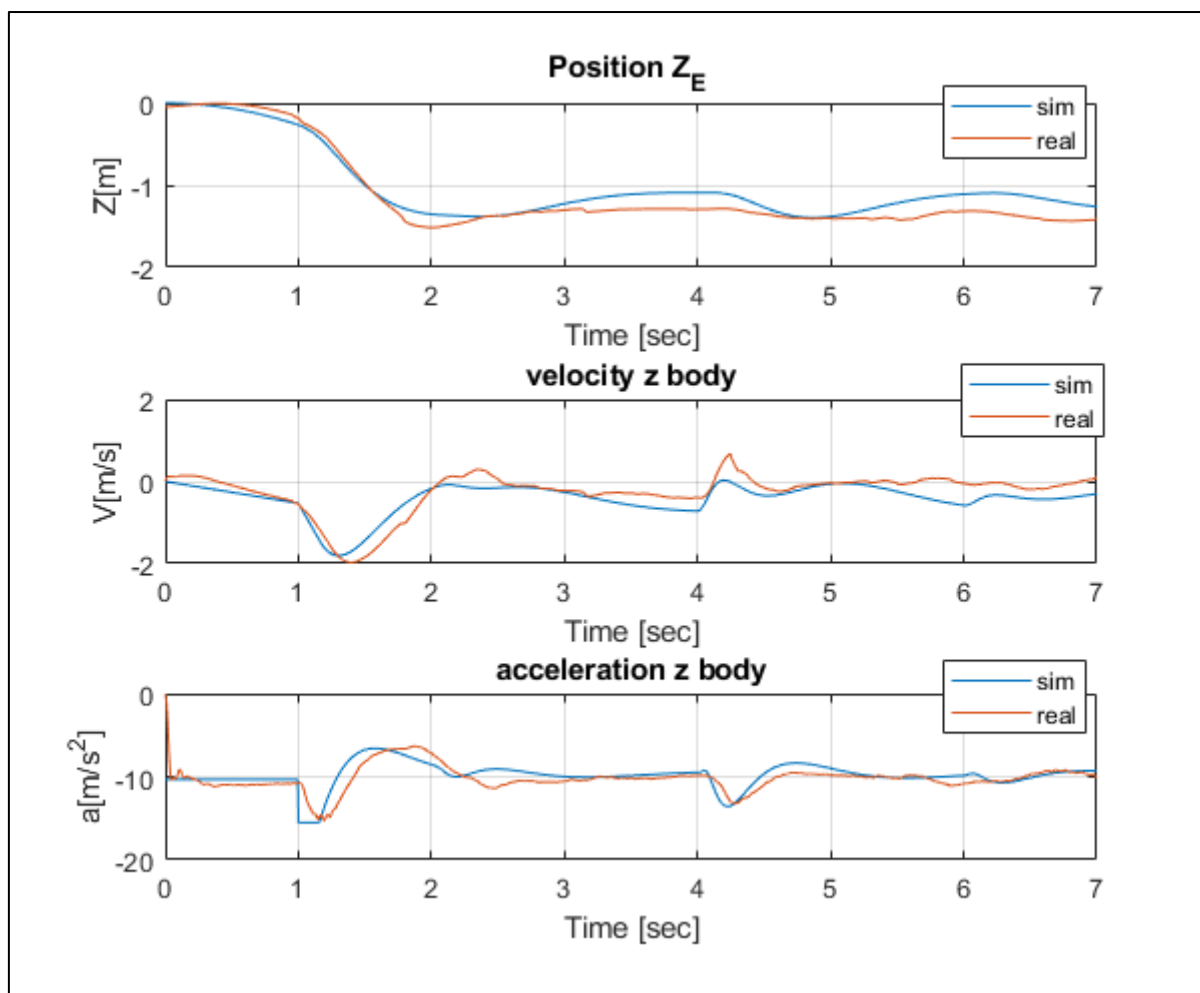
איור 81 - זווית עלרוד, תרחיש אימות (11)



איור 82 - תנועה בציר x, תרחיש אימות (11)



איור 83 - תנועה בציר y, תרחיש אימות (11)



איור 84 - תנועה בציר z, תרחיש אימות (11)



אנליזת שגיאות

במהלך הפרויקט באו לידי ביטוי שגיאות שונות, ביניהן:

- איזון הרחפן – ככל הנראה ישנו פגם בייצור או בהרכה של הכלי, דבר היוצר חוסר איזון בעיקר בציר Y, זאת ניתן לראות בגרפים.
- סימטריה ואיזון להבים – להבי הרחפן מוצאים ונכנסים למקומם באופן תדיר. יתכן כי חוסר סימטריה ואיזון בין כל הלהבים השפיע על התוצאות.
- שגיאות מדידה – יתכן כי שגיאת מדידה של החיישנים תרמו להבדלים בין התאוריה למציאות. ישנו מידול של החיישנים בסימולציה אך לא ניתן לדעת בוודאות את דיוקו.
- השפעת חוג סגור – למידת הפרמטרים בוצעה בחוג סגור. למרות שבקרה הטיסה בסימולציה וברחפן היה זהה (למעשה נצרר הבקרה של הסימולציה על הרחפן), ישנם גורמים נוספים בחוג הסגור אשר משפיעים על הדינמיקה של המערכת. למידת הפרמטרים בוצעה בחוג סגור מכיוון שהרחפן אינו יציב בחוג פתוח.
- מודל אווירודינמי מפשט – גם המודל בעבודה הנוכחי אינו לוקח בחשבון את כל הדינמיקה המורכבת של הרחפן, לכן השפעה זו כנראה באה לידי ביטוי גם בתוצאות.



סיכום ומסקנות

סיכום הפרמטרים ששוערכו:

$$K_1 = 4.1462 \cdot 10^{-8}$$

$$b = 1.4852 \cdot 10^{-10}$$

$$K_2 = 0.3041$$

$$Cd_{xy} = 0.0484$$

$$Cd_z = 0.001$$

ניתן לראות מהתוצאות שהתקבלו כי ההתאמה הכללית הינה טובה. תחילה, הפרמטרים שוערכו בתרחישים אשר יביאו לידי ביטוי את הפרמטר המשוערך בכל פעם לידי דומיננטיות. ואחר מכן בוצעו חיפוש משותף לפרמטרים K_2, Cd_{xy} על מנת לקבל תוצאות טובות יותר.

מסקנתנו היא שהחיפוש המשולב כמעט ולא משפר את תוצאות הסימולציה וכן הוא דורש עבודה נוספת, לכן לדעתנו, ניתן לוותר עליו ולבצע רק את החיפוש הראשוני באופן נפרד לכל פרמטר ופרמטר. (שיטה קלה ונוחה, שכן זוהי אחת מדרישות הפרויקט).

ניתן לראות כי הפרמטרים עקביים עבור טווח של מהירויות טיסה. תרחישי הטיסה נבחרו כך שהרחפן יגיע למהירות תמיידית שונה בכל פעם, ואכן הדבר קורה וכי הפרמטרים מתאימים באופן יחסית טוב למהירויות השונות.

מסקנות עיקריות מהפרויקט:

- מודל אווירודינמי - במהלך הפרויקט נבחנו שתי תאוריות: תורת התנע ותורת אלמנט הלהב. תורת התנע מביאה גישה יותר "כללית" ומסתכלת על הרחפן והסביבה שלו כאל נפח בקרה, ולמעשה באמצעות משוואות שימור אנרגיה ותנע מתקבל הקשר עבור הדחף. בעבודה ראינו כי שיטה זה לא הניבה תוצאות טובות היות וחלק ניכר מהמודל המבוסס על תורת התנע הינו אמפירי. לעומת זאת ראינו כי מודל המבוסס של תורת אלמנט הלהב, שזו תאוריה הבוחנת את הדינמיקה של כל רוטור ויורדת יותר לפרטים, מניבה תוצאות הרבה יותר טובות.
- תקפות הפתרון – על מנת לבחון את תקפות הפתרון השתדלנו להגיע לתרחישים בהם המהירות התמיידית שונה בכל פעם. ממה שראינו בעבודה זו, הפרמטרים שקיבלנו נותנים התאמה טובה עבור טווח של מהירויות. כלומר הקבועים שנמצאו אינם תלויים (בקירוב) במהירות, עבור טווח המהירויות שנמדד. כמובן ייתכן כי עבור טווח גדול יותר של מהירויות תהיה השפעה על הפרמטרים.
- הרחפן עמו עבדנו היה רגיש מאוד להפרעות והיה מאוד עדין מבחינה מכנית. על מנת למזער יותר את השגיאות מומלץ לבצע את הניסוי על פלטפורמה יותר גדולה וקשיחה, למשל של *Bebop* של *Parrot*.



לסיכום, כעת יש ברשותנו סימולציית רחפן עם מודל אווירודינמי הניתן לשערוך יחסית בקלות. ישנם שימושים רבים לכך, כגון בדיקת חוגי בקרה/אלגוריתמי הנחיה/ניווט וכו'. למרות שהעבודה התמקדה במידול האווירודינמי, אי אפשר היה להבין באמת את הסימולציה הסתכלות, אפילו אם לא מעמיקה, אל שאר הבלוקים בסימולציה כגון חוגי הבקרה/שערוך וכו'. הפרויקט היה מאוד מלמד, מאתגר ומהנה.

פרק 9: מקורות

References

1. Pounds, P. (n.d.). Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot. *Australian National University*.
2. Prouty. (2002). Helicopter Performance, Stability and Control.
3. Todorov, C. R. (n.d.). *Helicopter Flight Physics*.



פרק 10: נספחים

שגרת קוד עבור המודל האווירודינמי, נכתב על ידי Paul Pounds :

```
%ROTOR MODEL
for i=[N E S W] %for each rotor
%Relative motion
Vr = cross(o,D(:,i)) + inv(R_Body2World)*v;
mu = sqrt(sum(Vr(1:2).^2)) / (abs(w(i))*quad.r); %Magnitude of mu,
planar components
lc = Vr(3) / (abs(w(i))*quad.r); %Non-dimensionalised
normal inflow
li = mu; %Non-dimensionalised
induced velocity approximation
alphas = atan2(lc,mu);
j = atan2(Vr(2),Vr(1)); %Sideslip azimuth
relative to e1 (zero over nose)
J = [cos(j) -sin(j);
sin(j) cos(j)]; %BBF > mu sideslip
rotation matrix
%Flapping
beta = [(8/3*quad.theta0 + 2*quad.theta1) - 2*(lc))/(1/mu-mu/2);
%Longitudinal flapping
0;]; %sign(w) *
(4/3)*((Ct/sigma)*(2*mu*gamma/3/a)/(1+3*e/2/r) + li)/(1+mu^2/2)];
%Latitudinal flapping (note sign)
beta = J'*beta; %Rotate the beta
flapping angles to longitudinal and lateral coordinates.
a1s(i) = beta(1) - 16/quad.gamma/abs(w(i)) * o(2);
b1s(i) = beta(2) - 16/quad.gamma/abs(w(i)) * o(1);
%Forces and torques
T(:,i) = quad.Ct*quad.rho*quad.A*quad.r^2*w(i)^2 * [-
cos(b1s(i))*sin(a1s(i)); sin(b1s(i)); -cos(a1s(i))*cos(b1s(i))];
%Rotor thrust, linearised angle approximations
Q(:,i) = -quad.Cq*quad.rho*quad.A*quad.r^3*w(i)*abs(w(i)) * e3;
%Rotor drag torque - note that this preserves w(i) direction sign
%tau(:,i) = cross(T(:,i),D(:,i)); %Torque due to rotor
thrust
tau(:,i) = cross(D(:,i),T(:,i)); %changed sign (F)
end
```