

דו"ח Aero Simulation – מעבדה מתקדמת למערכות אוטונומיות

רקע תיאורטי:

ראשית, נסקור את בקר ה-PID – בבקר קיימים שלושה מרכיבים מרכזיים – רכיב הגבר, רכיב אינטגרציה ורכיב גזירה. רכיב ההגבר מגביר את אות השגיאה בין המיקום הנוכחי והרצוי, אך gain גבוה יכול להוביל לחריגה ולתנודתיות. רכיב הגזירה מתמקד בקצב השינוי במיקום כדי לדכא תנודות. רכיב האינטגרציה, המבוסס על השגיאה המצטברת לאורך זמן, מתקן טעויות במצב יציב. בעבודה נעסוק רבות בבקרי PID – הן במובן התיאורטי והן בעיסוק המעשי בסימולציית AEROn.

כעת נסקור את מערכת AEROn – בחלק זה, עלינו לשלוט בגובה ובמיקום האופקי של הרחפן המדומה, Quanser Aero VTOL. הבקרה כוללת התאמת הגובה והדחף של ה-Quanser Aero, עם פתרונות של בקרת PID מקוונט פשוטה. הרחפן מתחיל על הקרקע ועליו לנווט דרך נקודות ציון, תוך שמירה על מיקום בגבולות השגיאה שצוינו. האתגרים כוללים שינוי בתנאי הרוח שמפריעים לבקר והוספת מורכבויות נוספות למשימה.

*דיאגרמת בלוקים של המערכת (PID ובפרט של AEROn) תופיע בחלק השני בשאלות התיאורטיות. כמו כן, נציין כי לכל גרף שיופיע בדו"ח יופיעו כותרות לצירים עם יחידות מידה וכן כותרת גרף.

Theoretical background Questions

1. נציע מתודה לזיהוי פונקציית התמסורת של מערכת לינארית מתוך תגובת המדרגה שלה: כידוע, ניתן לבטא את פונקציית המדרגה במישור התדר באופן הבא - $Step = \frac{1}{s}$. כמו כן,

מהגדרת התמסורת: $\frac{Y(s)}{U(s)}$, כאשר $U(s)$ במקרה שלנו היא פונקציית מדרגה נקבל שפונקציית התמסורת של המערכת הליניארית הינה $\frac{Y(s)}{\frac{1}{s}} = sY(s)$.

2. תמסורת מסדר שני, הינה מהצורה:

$$\frac{K * \omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$$

כמו כן, אנו יודעים את הקשר בין המקדמים ζ, ω, ω_n לבין קשרים שונים במערכת, בפרט:

$$OS (OverShoot) = e^{-\frac{\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}} \quad \text{-(תגובת היתר)}$$

$$Rising Time = \frac{\pi - \phi}{\omega_n \sqrt{1 - \zeta^2}}, \phi = \tan^{-1}\left(\frac{\sqrt{1 - \zeta^2}}{\zeta}\right) \quad \text{-(זמן העלייה אשר מחושב כזמן בין הערך הסופי ב-10% לבין הערך הסופי ב-90%)}$$

$$K = Gain = y_{steady-state} \quad \text{-(הערך שעליו נתייצב)}$$

את כל הערכים הללו נוכל לחשב ולמצוא מהגרף ועל כן באמצעות שתי המשוואות הראשונות נוכל למצוא את: ζ, ω_n וע"פ הערך הסופי היציב את K ובכך מצאנו את התמסורת הרצויה.

3. בהינתן התמסורת הבאה:

$$G(s) = \frac{1}{s^2 + 5s + 10}$$

נרצה לממש בקר PID אשר עבור תגובת מדרגה יספק:

$$Overshoot = 0 \quad \text{-}$$

$$Steady-State-Error = 0 \quad \text{-}$$

$$Settling time < 0.25 \text{ seconds} \quad \text{-}$$

לפי הנוסחאות שהראינו לעיל, ע"מ למצוא $\text{Overshoot} = 0$ נצטרך להשתמש ב $\zeta = 1$ זהותית. כמו כן, ע"מ למצוא את ה $settling - time$ אנו ניעזר בהגדרות של ω_n ושל ההגבר. בגלל שהביטוי במכנה מורכב עם 10 אזי $\omega_n = \sqrt{10}$ וכן לפי הנוסחה לזמן ההתייצבות:

$$t_s = \frac{4}{\zeta \omega_n} \rightarrow \frac{4}{\sqrt{10}} > 0.25 \text{ sec}$$

כלומר לא עמדנו בדרישות שכן אם דרשנו $\zeta = 1$ עבור OS אזי לא נוכל להגיע לזמן ההתייצבות שרצינו לפי הנוסחה. כמו כן, נציין כי כדי להגיע לשגיאת מצב מתמיד 0 עלינו להוסיף אינטגרטור לבקר שלנו שכן ע"פ טבלת מצבי השגיאות המתמידות נצטרך מערכת type-1. לסיכום, הדרישות שלא יכלו להיות ממוצות הינן OS וזמן ההתייצבות שכן ניתן לספק אחת מהן אך לא את שתייהן כפי שראינו.

כמו כן, השתמשנו בפונקציית pidTuner במטלאב כמצורף בקוד הני"ל וכן מצאנו שאכן תוך כוונון ידני לא ניתן לספק את שתי הדרישות.

% Define the open-loop transfer function

G_s = tf([1], [1, 5, 10]);

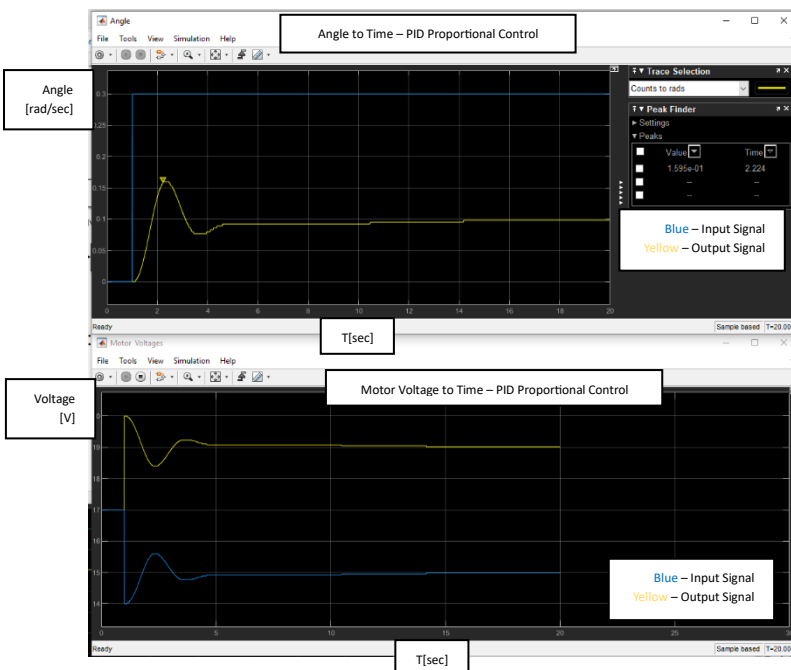
% Open the PID Tuner for interactive tuning

pidTuner(G_s);

In-Lab Exercises

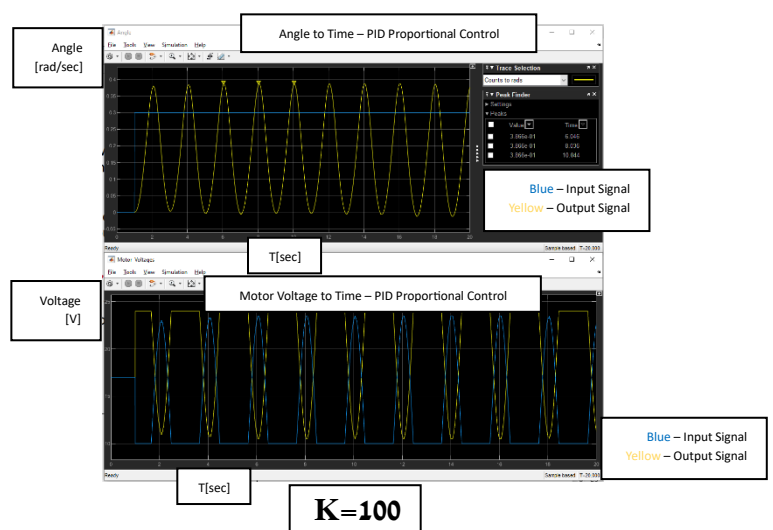
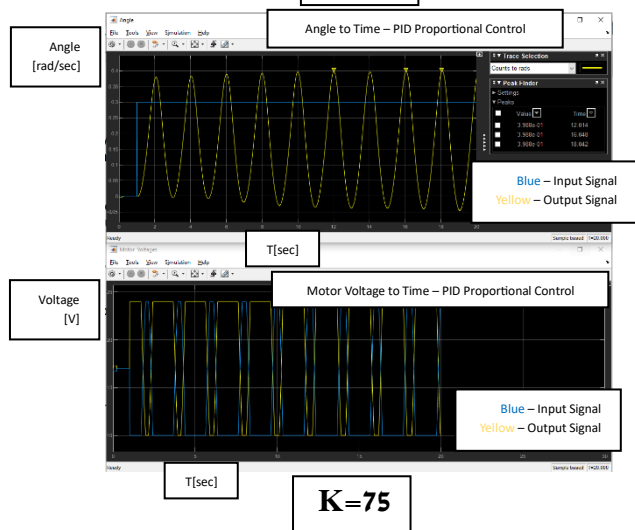
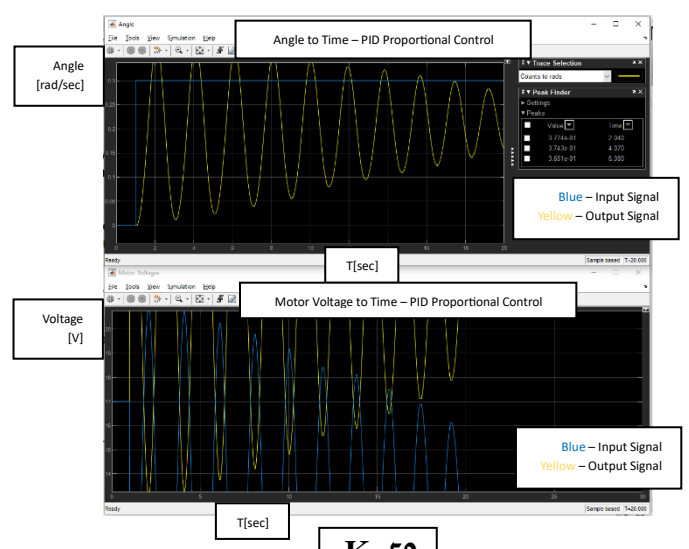
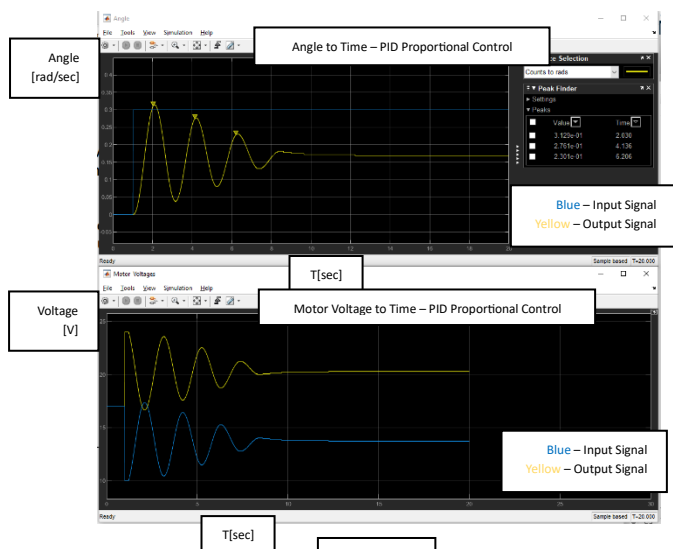
Proportional Control 2.1

2.1.2 ביצעו Build והרצנו את Quarcn. קיבלנו את התגובה הבאה:



2.1.3 הרצנו את Gain בין ערכים שונים של 10 עד 100 וקיבלנו את התוצאות הבאות:

$K=10$ – מופיע בסעיף הקודם

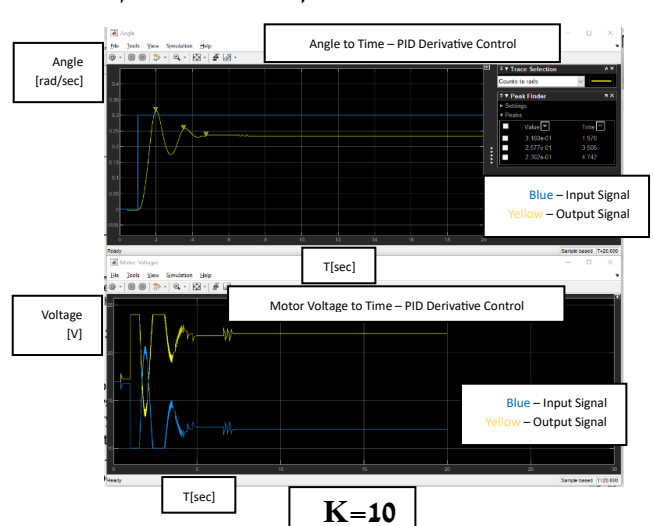
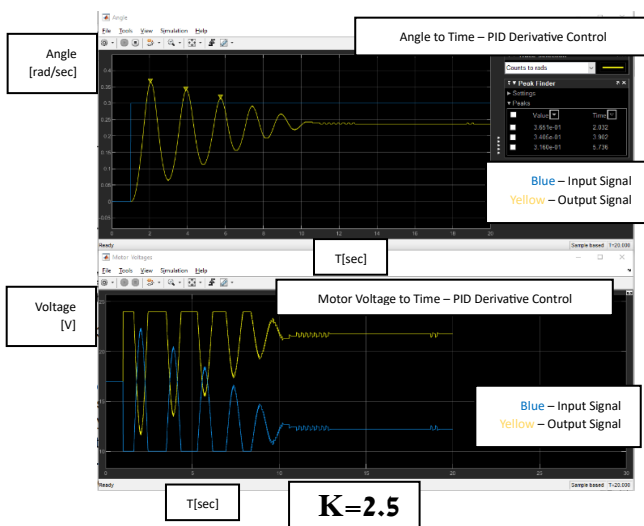


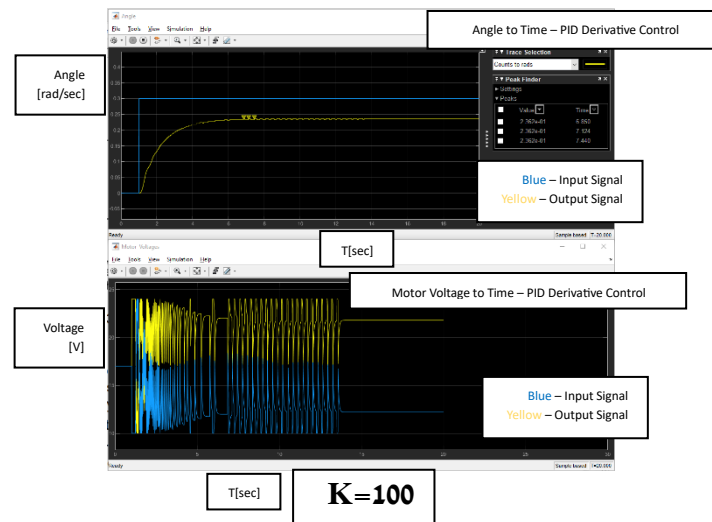
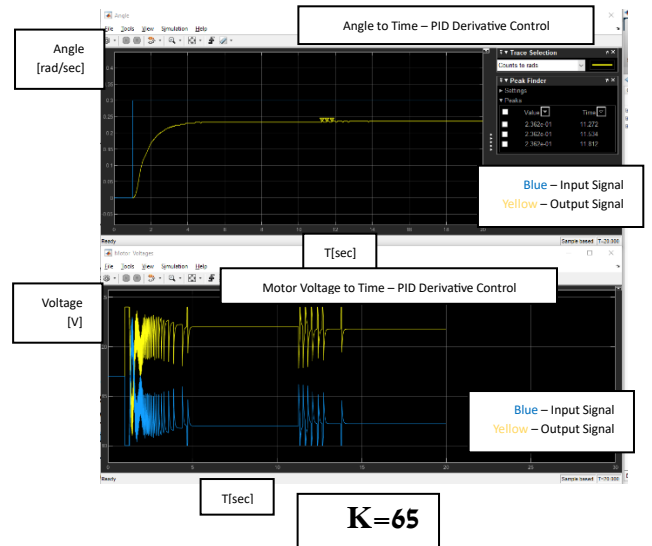
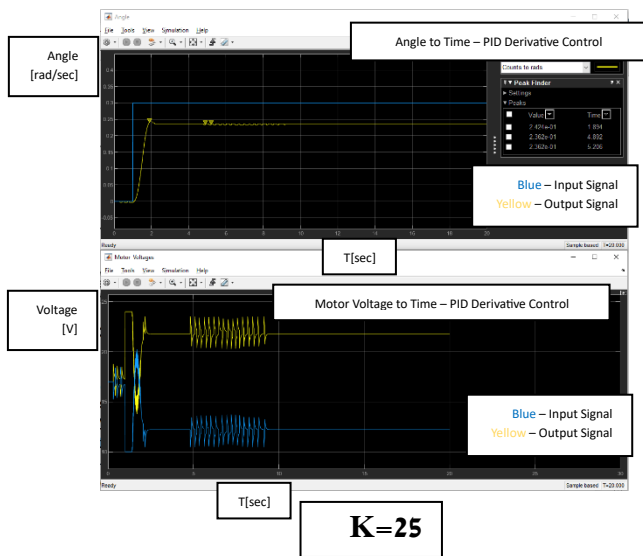
*ניתן לראות לפי הגרפים שככל שהעלינו את Gain של Proportional קיבלנו יותר תנודות עד להגעת המצב היציב או אפילו – ללא הגעה למצב היציב (יציאה מיציבות המערכת) כפי שניתן לראות ב-K הגדולים יותר.

2.1.4 כפי שניתן לראות בגרפים, כאשר עסקנו ב- $K_p = 10$ (הנמוך ביותר) זמן העלייה שלנו היה גם הגבוה ביותר (2.22 sec) וככל שהגדלנו את K_p כך זמן העלייה קוצר (כצפוי). **אולם**, ככל שהגדלנו את K_p ולפי המסקנה מהסעיף הקודם – המערכת נעשתה "פחות יציבה" עד כדי מצב של אי-יציבות כלל. על כן, לא נוכל לבצע זמן עלייה של עד 1.1 שניות במערכת בחוג הסגור ליציבות.

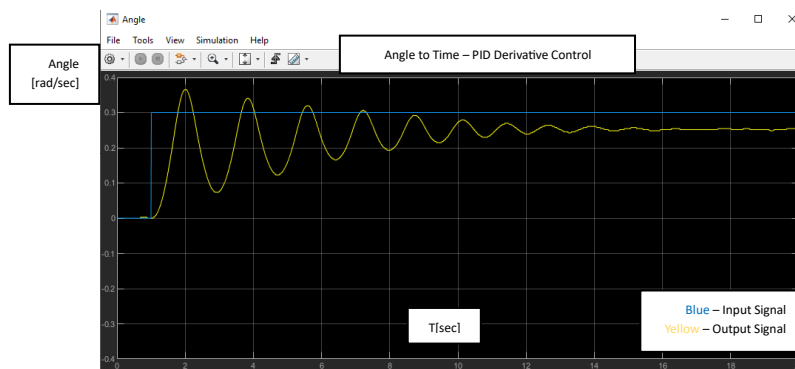
Derivative Control 2.2

2.2.2 הצבנו את Proportional Gain לערך של 75 קבוע, וביצענו מספר מדידות של ערך ה-derivative בין 0 ל-100. להלן התוצאות:



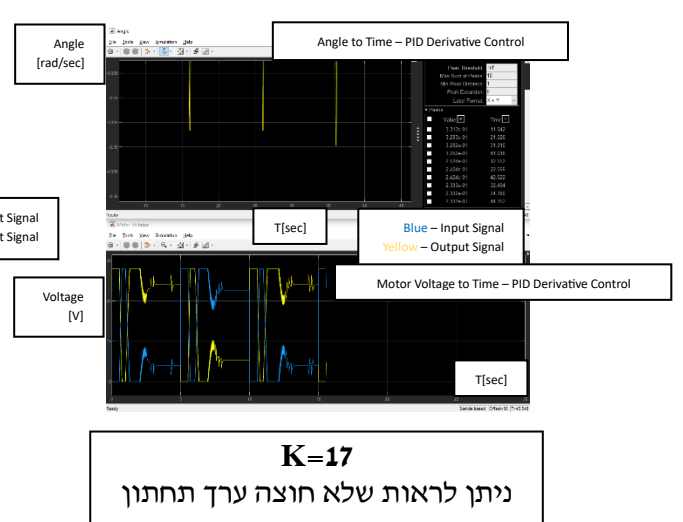
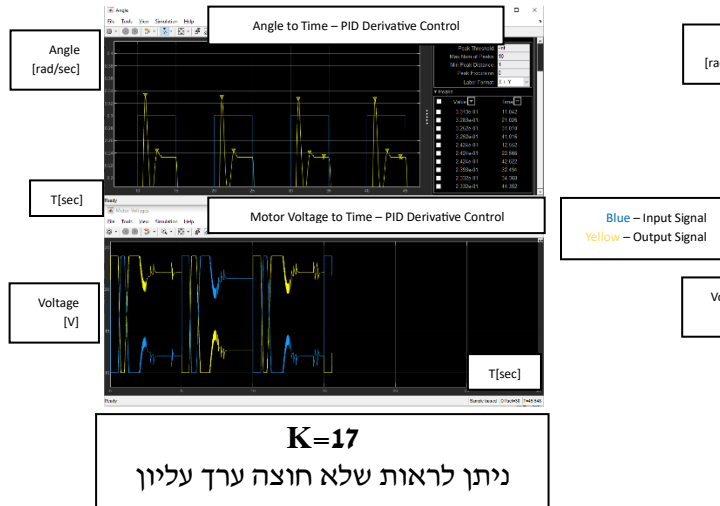
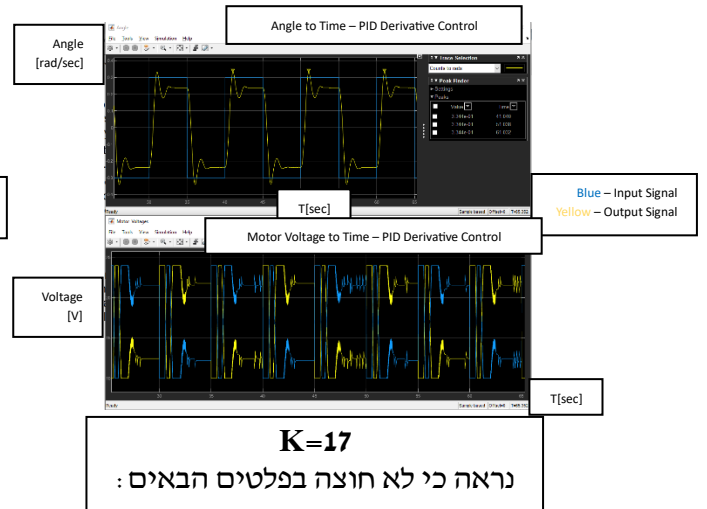
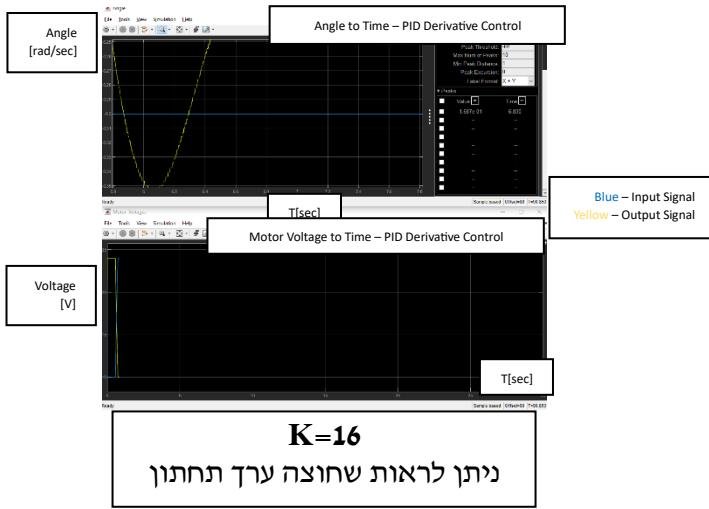


*ניתן לראות שהגדלת גורם deriative OS את OS שכן ככל שהגדלנו את הערך, קיבלנו Overshoot נמוך יותר בגרפים. כמו כן, ניתן לראות שזמן ההתייצבות t_s התקצר גם כן. עבור $K_d = 1$ קיבלנו את התוצאה הבאה:



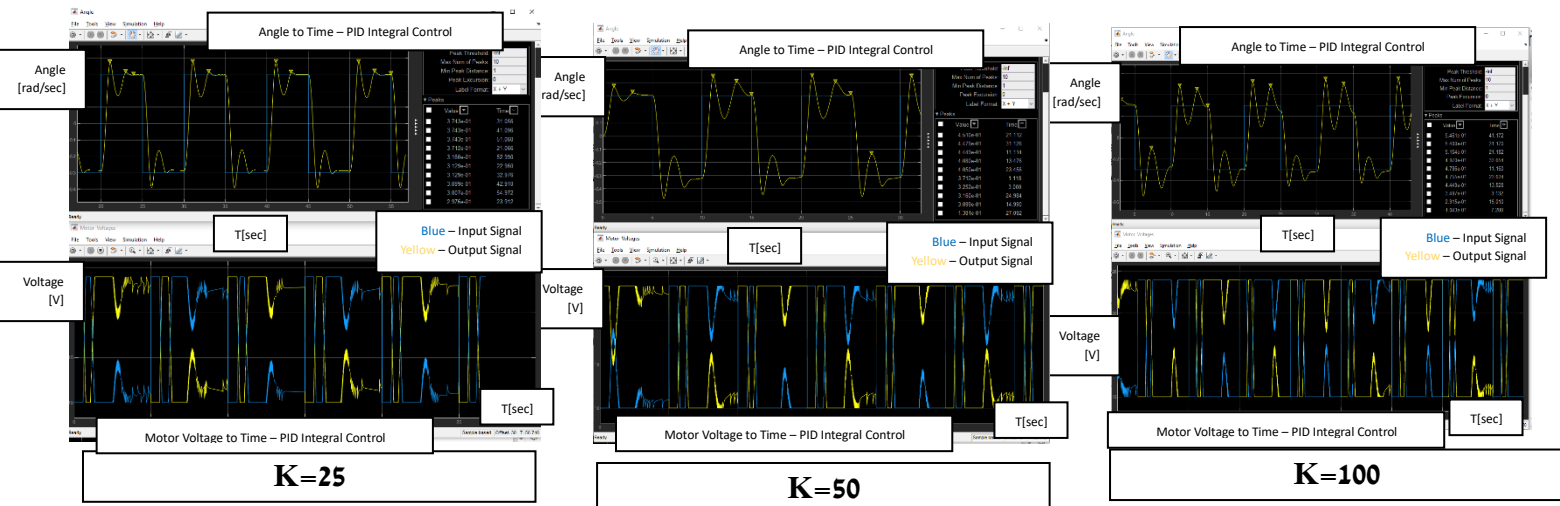
בסעיף הקודם, קיבלנו שעבור $K_p = 75, K_d = 0$ ראינו שהמערכת אינה יציבה. כמו כן, לעיל ניתן לראות כי המערכת מגיעה לבסוף להתייצבות לאחר זמן ממושך. על כן, ניתן להסיק שקיים $0 < K_d < 1$ עבורו נגיע למצב של חוסר יציבות.

- 2.2.3 ביצענו את השינוי ל-Square-Wave ושינינו את זמן הריצה ל- ∞ .
- 2.2.4 הגענו לערך קריטי של $K_d = 17$ עבורו הגל הריבועי לא חוצה את $\pm 0.35 \text{ rad}$ כפי שניתן לראות בגרפים הבאים:



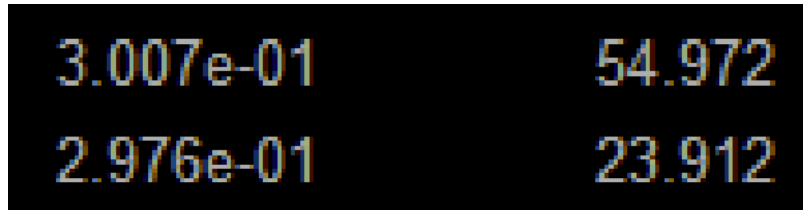
Integral Control 2.3

- 2.3.2 השארנו את ערכי ה-K הקודמים, וביצענו מספר מדידות של ערך Integral בין 0 ל-100. להלן התוצאות:

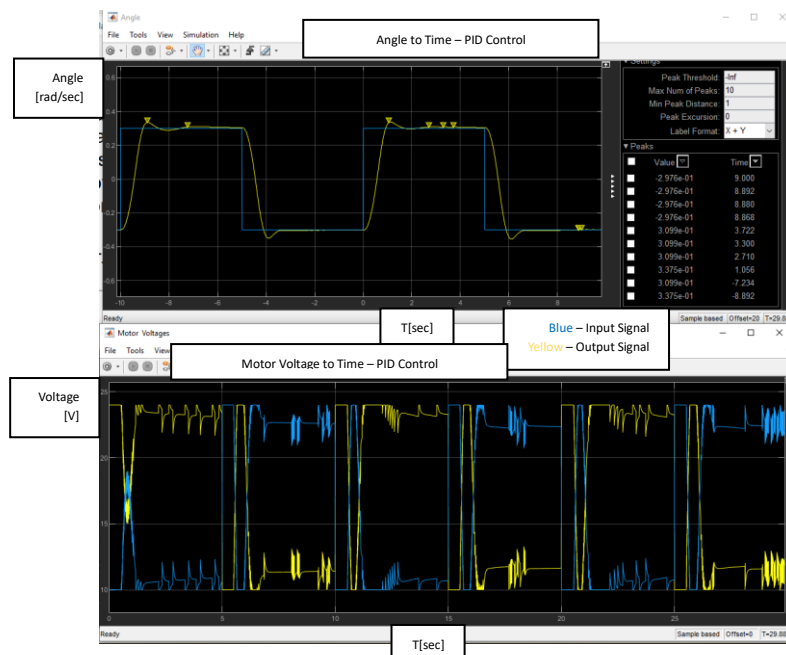


*ניתן לראות שעבור הגדלת ערכי K_i קיבלנו הגדלה של OS וכן גדילה בערך Rising-Time, כמו כן, ככל שהגדלנו את ערך K_i קיבלנו תגובה פחות יציבה ולכן גם נסיק שאם נגדיל את הערך הנ"ל יותר מדי – נצא מיציבות.

2.3.3 ניתן לראות בסעיף קודם שעבור $K_i = 25$ קיבלנו את הדרוש, שכן מצילום המסך של המדידות ניתן לראות שעומד בתנאים המצוינים :



Response Tuning 2.4



את הפלט הנ"ל קיבלנו מהערכים : $K_p = 75, K_d = 25, K_i = 40$ ואכן ניתן לראות שעומדים בתנאים המצוינים :

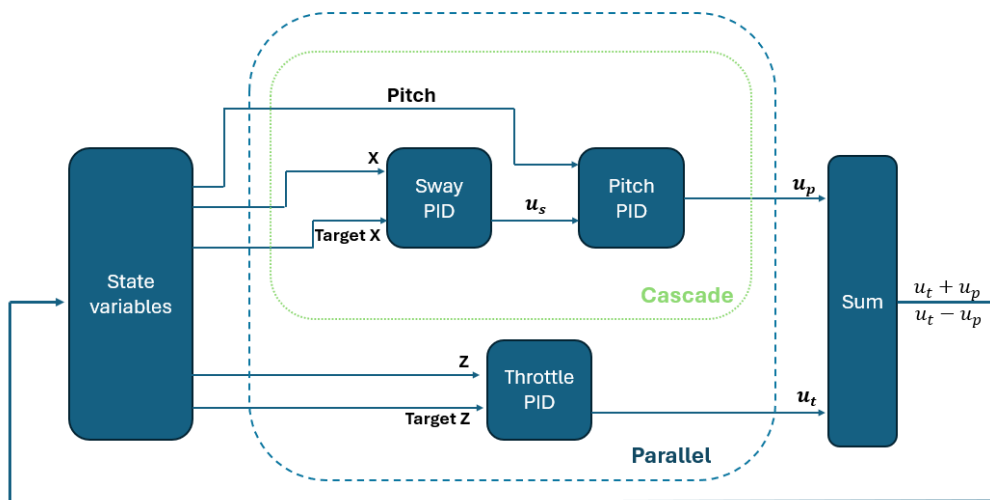
$$Peak < 0.35 \text{ rad}, \quad Rising \text{ Time} < 1.1 \text{ sec}$$

Aero Simulation

Preparation questions

1. לפי דיאגרמת הבלוקים המוצגת לנו, ישנם 3 משתני מצב :
 - a. Pitch – מייצג את זווית העלרוד והוא נכנס לPID Controller הימני לבקרת הזווית
 - b. X Position – מייצג מיקום על ציר הX ונכנס לPID Controller הראשון
 - c. Z Position
2. נראה את הכניסות והמוצאים לכל בקר PID :
 - a. עבור Sway PID Controller :
 - i. כניסות – X, Target X

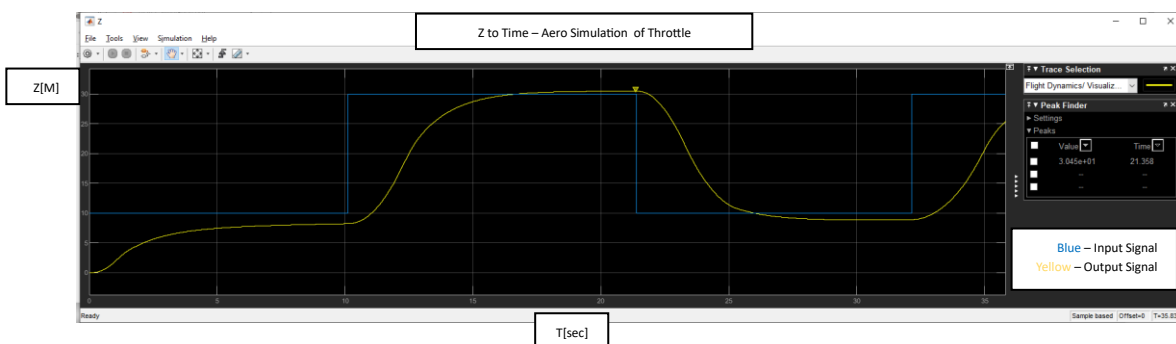
- ii. מוצאים u^* – error, כאשר u מוזן לתוך בקרת Pitch limit (מסנן) וכן לתוך בקר pitch כדי למצוא את הpitch הרצוי
 - b. Throttle PID Controller :
 - i. כניסות – Z , Target Z
 - ii. מוצאים u^* – error, כאשר u מוזן לתוך בקרת (מסנן) ומשם לסכימה (ביחד עם pitch) לטובת המתח הדרוש למנוע
 - c. Pitch PID Controller :
 - i. כניסות – u^* , Pitch, כאשר u^* הוא המוצא שתיארנו בSways
 - ii. מוצאים u^* – error, כאשר u מוזן מועבר לסכימה (ביחד עם u^* של Throttlen) לטובת המתח הדרוש למנוע
3. דיאגרמת בלוקים



In-Lab Exercises

Throttle PID Controller 2.1

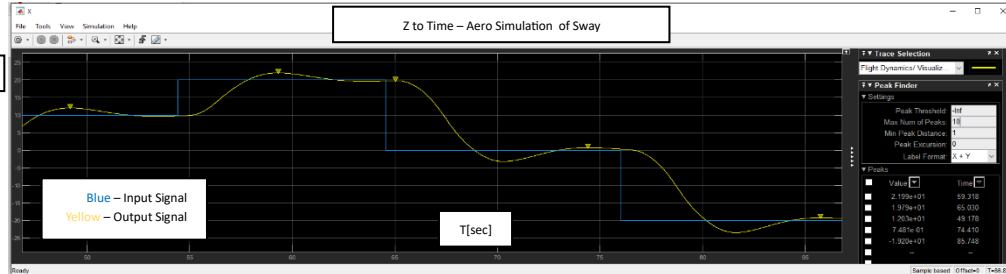
- 2.1.1 ביצענו את Double Clock על Pitch PID Controller ועדכנו את ערכי הPID כפי שנמצא בחלק 1
- 2.1.2 וידאנו שאכן הסוויצ'ים מחוברים כהלכה
- 2.1.3 ביצענו כונון ידני לערכי הPID עבור Throttlen עד אשר הגענו ל proper response אשר עומדים בתנאים : $OS < 25\%$, $Settling Time < 10s$. הפלט להלן :



ניתן לראות שאכן הOS קטן מ25% וכן שזמן ההתייצבות המתואר הינו קטן מ10 שניות.
הערכים שהתקבלו : $K_p = 1, K_i = 0.2, K_d = 7.5$

2.1.4 ביצענו את המעבר סוויץ' לSway

2.1.5 ביצענו כוונון ידני לערכי הPID עבור Sway עד אשר הגענו לproper response אשר עומדים בתנאים : $Settling\ Time < 10s, OS < 25\%$. הפלט להלן :

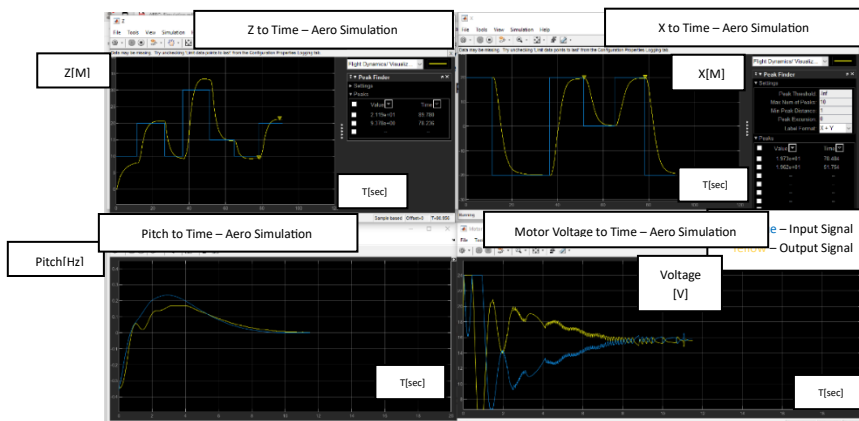


ניתן לראות שאכן הOS קטן מ25% וכן שזמן ההתייצבות המתואר הינו קטן מ10 שניות.
הערכים שהתקבלו : $K_p = 0.075, K_i = 0, K_d = 0.1$. אכן השתמשנו בPD ללא K_i .

לגבי זמן התגובה בין הלולאה הפנימית לחיצונית, נוכל להסיק כי ההנחה עבור Cascade Controller Configuration הינה שהלופ הפנימי צריך להיות מהיר יותר מהלופ החיצוני, על מנת להשיג ביטול מהיר של ההפרעות לפני שהן משפיעות על הPLANT.

2.1.6 ביצענו את הקונפיגורציה של הסווייזים עבור הPath Tune Waypoints ובדקנו שילוב של הפלט עבור שני בקרי הPID (Throttle, Sway) במצב משולב. קיבלנו שעבור בדיקה שכזו ההנחה לParallel Control Configuration אינה נכונה שכן ייצוב כל בקר בפני עצמו, אינו מבטיח ייצוב של המערכת הכוללת כאשר עובדת באופן משולב.

על כן, מצאנו פרמטרים מתאימים עבור כל אחד מבקרי הPID לטובת מערכת שעומדת בקריטריונים, ממקמת את הרחפן כהלכה ובאופן יציב :

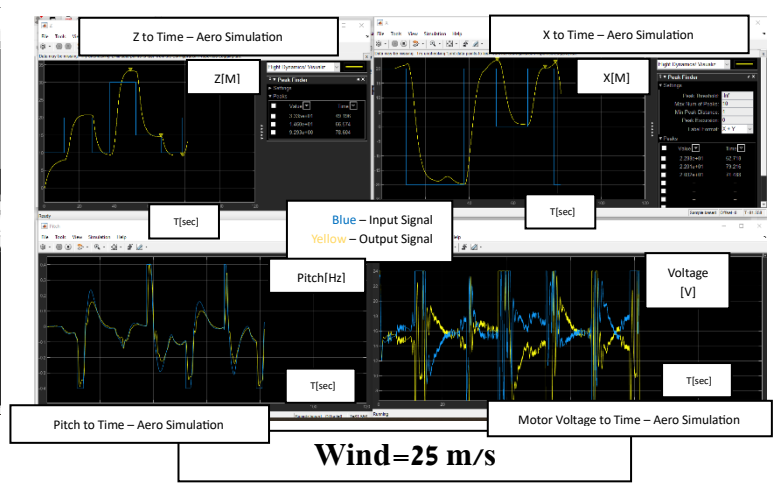
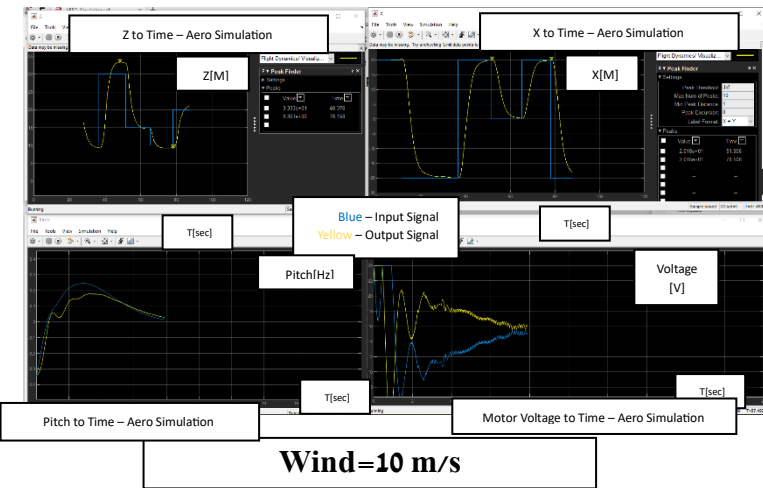


הערכים שהתקבלו עבור Throttle : $K_p = 3.5, K_i = 0.2, K_d = 7.5$

הערכים שהתקבלו עבור Sway : $K_p = 0.025, K_i = 0, K_d = 0.1$

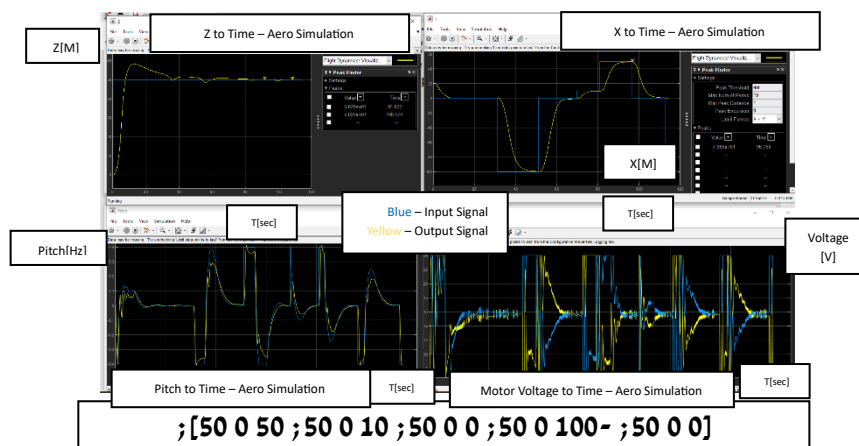
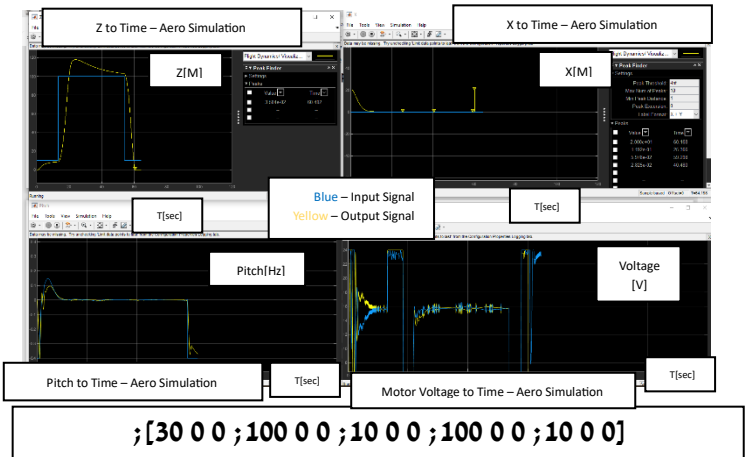
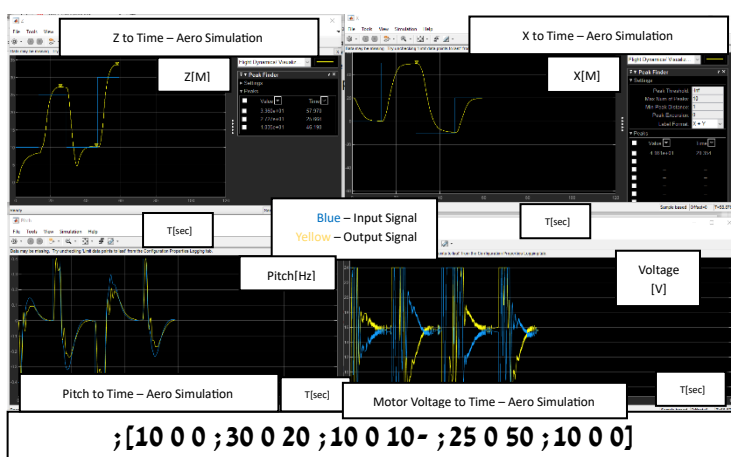
בנוסף :

2.1.7 הוספנו הפרעות "רוח" למערכת :



ניתן לראות שעבור שני הערכים השונים לWind קיבלנו שהמערכת עדיין שומרת על יציבותו של הרחפן עם אותם ערכים של בקרי הPID אליהם הגענו בסעיף הקודם.

שינינו את ערכי הPath-Waypoints ובדקנו את יציבות המערכת למס' 2.1.8
קונפיגורציות שונות:



כאשר הצבנו את המערכת לקונפיגורציה הראשונה, קיבלנו שהיא מצליחה עדיין לשמור על יציבותה כפי שניתן לראות בפלט. בקונפיגורציה השנייה, הגדרנו "ערכי קיצון" בציר הZ וניתן לראות שהמערכת לא שמרה על יציבותה במקרה זה. בשונה מכך, בקונפיגורציה השלישית, הגדרנו "ערכי קיצון" בציר הX והמערכת כן שמרה על יציבותה במקרה זה.

Appendix

בעבודה זו חקרנו את בקר ה-PID - העבודה במעבדה בוצעה בשני חלקים בהם נעשה שימוש ב-AERO שאת תנועתו עלינו לבקר. בחלק הראשון של המעבדה, חקרנו את בקר ה-PID כפי שיושם ב-q_aero_qualitative_PID_Control.mdl והצגנו כיצד משפיעים כל אחד ממקדמי הבקר (פרופורציונאלי, דיפרנציאלי ואינטגרלי) על העקיבה של ה-AERO. בשלב זה מצאנו מקדמים שעונים על דרישות העקיבה, כפי שהוצגו לנו.

בחלק השני של המעבדה, היה עלינו לבקר את תנועת ה-AERO כאשר הוא מדמה מסלול תנועה של רחפן, מתחיל על הקרקע ומנווט דרך נקודות ציון, תוך שמירה על מיקום בגבולות השגיאה שצוינו. תחילה, מצאנו עבור כל ציר תנועה של הרחפן, את מקדמי הבקרה המיטביים עבורו, שמביאים אותו לעקיבה מיטבית. לאחר מכן, התייחסנו למערכת כולה והבחנו כי גם על אף שבוצעה עקיבה מיטבית לכל ציר בנפרד, שילוב של שניהם במקביל פגע בעקיבה של ה-AERO ונדרשו התאמות נוספות של שני הבקרים. גם בחלק זה של המעבדה, בכל שלב מצאנו את ערכי המקדמים הנדרשים כדי לעמוד בדרישות התכנון, כפי שהוצגו בשאלות.

לסיום, אתגרנו את ה"רחפן", ובדקנו כיצד הוא מתמודד עם רוח ועם מסלולי תנועה קיצוניים, את רוב האתגרים הרחפן צלח בצורה טובה.