הטכניון – מכון טכנולוגי לישראל
Technion – Israel Institute of Technology

Project ILAS

7/8 Project - Faculty of Aerospace Eng, March 2009.

SUPERVISION: Dror Artzi

חברי הקבוצה : גיא להבי 043354497
עמנואל בן יתח 093204873
נתנאל וידמאייר 040831323
גנאדי יאכניס 310203856
אדווה יצחק 032562399
אלון צין 066066937

הקדמה

דו"ח מסכם את העבודה אשר נעשתה במסגרת פרויקט 7-8 בפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל בטכניון, בהנחייתו של מר דרור ארצי.הפרוייקט בוצע ע"י קבוצה בת 6 סטודנטים.מטרות הפרוייקט הן יישום הידע אשר נרכש במהלך הלימודים בפקולטה והכרת כלי הטיס כמערכת רב תחומית. מגוון הנושאים והתחומים הקיימים בכלי הטיס אפשרו לחברי הקבוצה להיחשף למורכבות כלי טיס כמערכת, ולימוד תחומים רבים אשר לא נלמדים באופן מסודר.בנוסף, העבודה בוצעה במקביל ע"י חברי הקבוצה, כך שכל אחד התרכז במספר מצומצם של תחומים ולבסוף בוצעה אינטגרציה לקבלת כלי טיס.

במסגרת הפרוייקט נדרשנו לתכנן כלי טיס בלתי מאויש למטרות מודיעין אשר ייחודו הוא בחתימה אקוסטית נמוכה, ושח"מ נמוך.
הדרישות העיקריות היו :

- חתימה אקוסטית נמוכה.
- שהיה של כ 5 שעות.
- יכולת נשיאת מטע"ד אלקטרו-אופטי.
- שימוש בתאי דלק.

התכנון נפרש לאורך שני סמסטרים. בסמסטר הראשון ביצענו סקר שוק להכרת המל"טים הקיימים, וסקירת החלופות האפשריות למערכות המל"ט השונות : הנעה, מטע"ד , בקרת טיסה ותקשורת.
בנוסף, השוונו תצורות אווירודינמיות שונות ובחרנו בתצורה אשר תשמש את המל"ט – כנף טסה ישרה.
בוצע תכן ראשוני לכלי הטיס כך שנוצרה תצורה ראשונית אשר הוצגה בסיום הסמסטר.

בסמסטר השני מיקדנו את העבודה וביצוע תכן מפורט למספר תת מערכות :

- גיאומטריה חיצונית – שיפרנו את תצורת המל"ט ע"מ לענות על הדרישות.
- מטע"ד – תכן מנגנון קיפול/הוצאה – בוצעו מספר איטרציות.
- קונספט מבנה כנף – תוכנן סידור וממדי הקורות והתמיכות בכנף.
- סידור פנימי ואופן הרכבת המל"ט.
- בקרת טיסה.
- ניסוי מנהרה – במסגרתו תוכנן ונבנה מודל מ RapidPrototype.

במסגרת הניסוי אומתו החישובים התאורטים, וזכינו לראות את עבודתנו קורמת עור וגידים.

תוכן עניינים

הקדמה..2
תוכן...3
מבוא...4
דרישות הפרוייקט...6
תכן ראשוני
חתימה אקוסטית...5
הערכת משקל...14
תצורה אווירודינמית.......................................16
פרופיל הכנף...25
ביצועים ראשוניים...27
תת-מערכות המל״ט
מטע״ד...30
בקרת טיסה..31
תקשורת..32
מנוע...33
מקור אנרגיה...39
מערכת הסוללות...43
גיאומטריה ראשונית..44
סידור פנימי ראשוני..45
תכן מפורט
גיאומטריה משופרת...48
NACA SCOOP...49
קונספט מבנה כנף...53
מנגנון קיפול מטע״ד..68
סידור פנימי סופי..73
סידור פנימי (גרסת תאי דלק).............................75
הארכת זמן השהיה...78
הרכבת כלי הטיס לפני שיגור...............................79
שיגור והנצלה...80
הערכת שח״מ...90
מעטפת ביצועים מפורטת...................................95
משטחי הבקרה (הגאים).................................97
מערכת הבקרה
בקרה אורכית...100
בקרה רוחבית...105
ניסוי מנהרה
תכנון דגם הניסוי...109
ניתוח התוצאות...118
סיכום...127

מבוא

בעשור האחרון אנו עדים למהפכה עולמית בתחום השימוש במטוסים זעירים ללא טייס למשימות תצפית. חלק מהמשימות הינן בעלות אופי בטחוני הכוללות תצפית על אזורי לחימה, ליווי הכוחות הלוחמים, איסוף מידע על מטרות מודיעיניות והכוונת תקיפות ארטילריה ותקיפות מהאוויר. משימות נוספות הן בעלות נופך אזרחי כגון בקרת תנועה ואיסוף מידע מדעי מגוון (כגון תצפית גיאולוגית).
אחד החסרונות הבולטים ברוב המזל״טים המיועדים לתצפית הקיימים היום הינו נושא הרעש. דבר זה בולט בעיקר בתחום הביטחוני כיוון שהרעש שיוצר המזל״ט עלול לגרום להיחשפות המזל״ט ולפגיעה במשימה. דבר מאלץ את מזל״ט התצפית לעלות לגובה רב על מנת למסך את הרעש שלו, דבר הפוגם ביעילות הצילום שלו. גם במשימות אזרחיות נושא הרעש יכול אף הוא להוות בעיה, במיוחד במשימות בעלות נופך עירוני כדוגמת הכוונת תנועה , בהן הרעש עלול להוות מטרד סביבתי.

מזל״ט ה ILAS הינו מזל״ט שתוכנן ע״י צוות הפרוייקט על מנת לענות על הצורך במזל״ט שקט לגובה נמוך. מסמך זה יפרט את הדרישות הראשוניות עבור המזל״ט, בחירת התצורה , תכנון תת המערכות ומיקומם וניסוי מנהרת רוח שבוצע על הדגם בשלב האחרון.

דרישות

בתחילת הפרוייקט הוצגו לפנינו דרישות המנחה לתכונות כלי הטיס. הצגת הדרישות דימתה דרישות של הלקוח לייצור המזל״ט.
דרישות הפרוייקט כללו:

1. שהייה של 5 שעות באוויר.
2. שיגור והנצלה פשוטים.
3. מטע״ד אלקטרו-אופטי במשקל של 2.5 ק״ג.
4. שהייה בגובה של 1000 רגל עם חתימה אקוסטית מינימאלית.
5. בדיקת היתכנות שימוש בתאי דלק.

תכן ראשוני

במסגרת התכן הראשוני התמקדנו בנושאים הבאים : חתימה אקוסטית,הערכת משקל והספק נדרש, תצורה אווירודינמית ,פרופיל כנף וחישובי ביצועים ראשוניים, בחירת תת מערכות וסידור פנימי ראשוני.

הקטנת החתימה האקוסטית :

נושא הרעש, או החתימה האקוסטית, הינו משמעותי ביותר לכלי טיס הטסים בגובה נמוך, מכיוון שהוא מקל על זיהויים.ILAS , כפי שמשתמע משמו, יתוכנן להיות בעל חתימה אקוסטית קטנה ככל האפשר. בתחילת העבודה על הפרויקט, למדנו את נושא החתימה האקוסטית של כלי טיס, בדגש על הגורמים המרעישים ביותר, ועל הדרכים לצמצום החתימה.

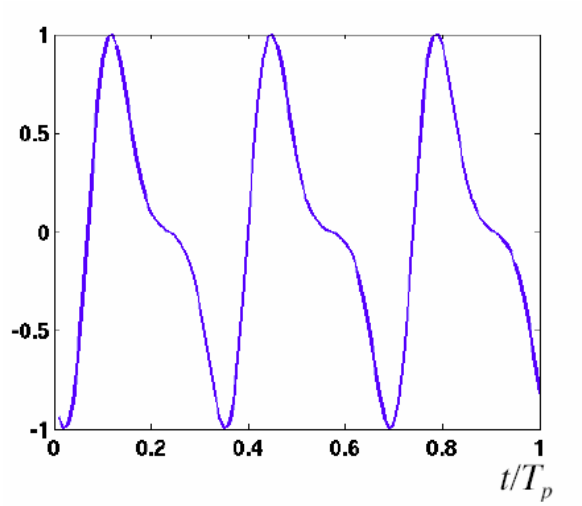
מקריאה של ספרות בנושא, למדנו כי ישנם 3 גורמים עיקריים לרעש מכלי טיס :

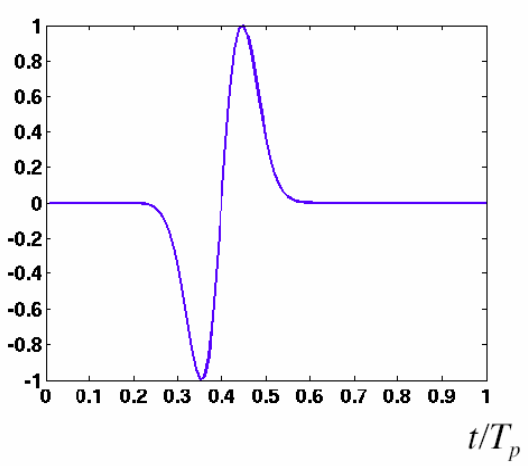
1. רעשי שפת התקפה.
2. רעשי מנוע.
3. רעשי מדחף (למטוסים המונעים ע"י מדחף).

<u>רעשי שפת התקפה :</u>
רעשים אלו נגרמים כתוצאה מההפרעה לזרימה אשר נוצרת בשפת ההתקפה של הכנף. רעשים אלו תלויים בעובי הפרופיל ובמהירות הטיסה, ולכן הם משמעותיים בכלי טיס גדולים ו/או מהירים, כמו מטוסי נוסעים או מטוסי קרב.
<u>רעשי מנוע :</u>
מנוע בערה פנימית, כגון מנוע סילון או מנועי בנזין ודיזל, מייצרים רעש. מנועי הבנזין והדיזל מייצרים רעש בעיקר מהמפלט, ומנועי הסילון מייצרים רעש ניכר הן מהמפלט, והן מלהבי הטורבינה והמניפה הנמצאים בקדמת המנוע. מנגד ,מנועים חשמליים כמעט ואינם מייצרים רעש.
<u>רעשי מדחף :</u>
המדחף הינו המקור העיקרי לרעש במטוסים המונעים ע"י מדחף. קצוות הלהב נעים במהירויות קרובות למהירות הקול ולכן ייתכן ויווצרו גלי הלם ואיתם רעש. בנוסף, המדחף רגיש למיקומו ביחס לגוף המטוס, וכמו כן לזרימה אותה הוא רואה, ושינויים בזרימה , כתוצאה מתמרונים או משבי רוח, מביאים ליצירת רעשים.

לאחר סקירת הגורמים העיקריים לרעש בכלי טיס, נבחן את המשמעותיים ביותר לכלי שלנו :
ILAS הוא בעל מוטת כנפיים של 3 מטרים, אשר טס במהירויות של 20-25 מטרים לשניה. לכן, רעשי שפת ההתקפה קטנים מאד עד לא קיימים, והוחלט להתעלם מהם בעת המאמץ להקטנת החתימה האקוסטית.
בכדי למזער את רעשי המנוע, החלטנו לבחור בהנעה חשמלית, אשר אינה מייצרת רעש.
לאחר הבחירה בהנעה חשמלית, ניגשנו למדחף, שהוא מקור הרעש העיקרי בכלי הטיס שלנו.
נהוג לחלק את רעשי המדחף לשני סוגים עיקריים :
רעש הרמוני :
הרעש ההרמוני תלוי בעיקר במספר הלהבים, והוא נובע מסיבוב הלהבים , ותנועתם באוויר.

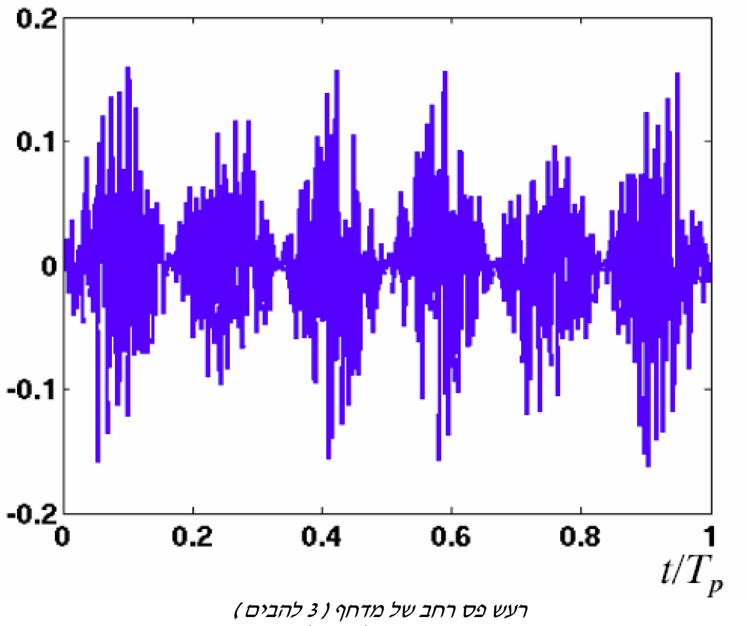
נראה גרפים של להב אחד ושל שלושה להבים :





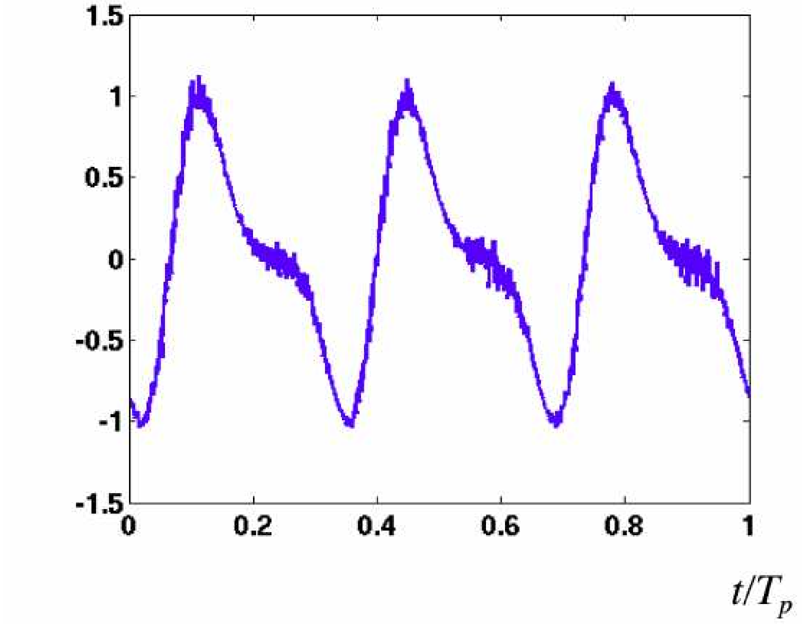
ניתן לראות כי תדירות הרעש תלויה במספר הלהבים של המדחף.

הסוג השני הוא רעש בעל פס רחב (Broadband Noise) והוא נובע מהזרימה הטורבולנטית על הלהבים, ומכך שכל להב נע בתוך עקבת הלהב אשר הקדים אותו, ולמעשה לא רואה זרימה "חלקה" . הרעש אינו בעל תדירות מסויימת אך למעטפת שלו יש מחזוריות :



רעש פס רחב של מדחף (3 להבים)

ניתן לשלב את הרעש הרחב עם הרעש ההרמוני ולקבל את החתימה האקוסטית הייחודית למדחף :



הלבשת הרעש הרחב על הרעש ההרמוני

<u>נתמקד כעת ברעש רחב-הפס, מכיוון שהוא המשמעותי יותר מבין השניים :</u>

לרעש הרחב מספר גורמים :

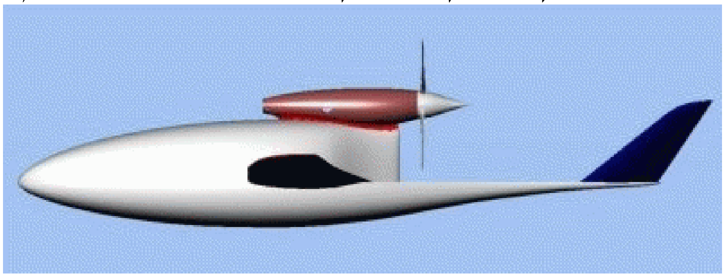
1. מהירות קצה הלהב (ככל שמתקרבים למהירות הקול – הרעש מתחזק)
2. במהירויות נמוכות ($M_{tip}=0.3 \rightarrow 0.5$) הרעש העיקרי הוא מפילוג לחץ לא אחיד על הלהבים.
3. עמיסה לא שווה על הלהבים –
   - זרימה לא "נקייה" המגיע
   - זווית התקפה שונה ללהב
   - מערבולות הנגרמות מהל

4. שינוי כיוון הגרר והעילוי (במידה פחותה) כתוצ משתנה.
5. מערבולות שפת זרימה (TrailingEdge Turbulence).

<u>השפעת הזרימה המגיעה למדחף :</u>

למיקום המדחף יש השפעה גדולה על הרעש שהוא מייצר. ישנן שתי תצורות עיקריות :

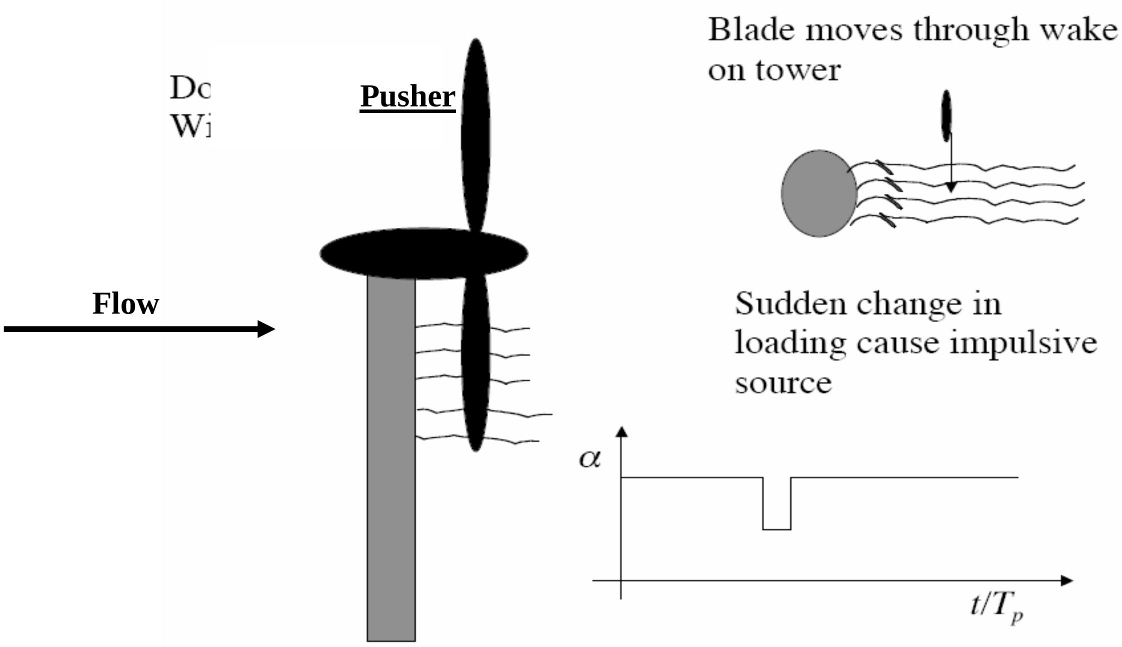
מדחף דוחף (Pusher) – המדחף ממוקם בחלקו האחורי של כלי הטיס,



או על הכנף, בחלקה האחורי :

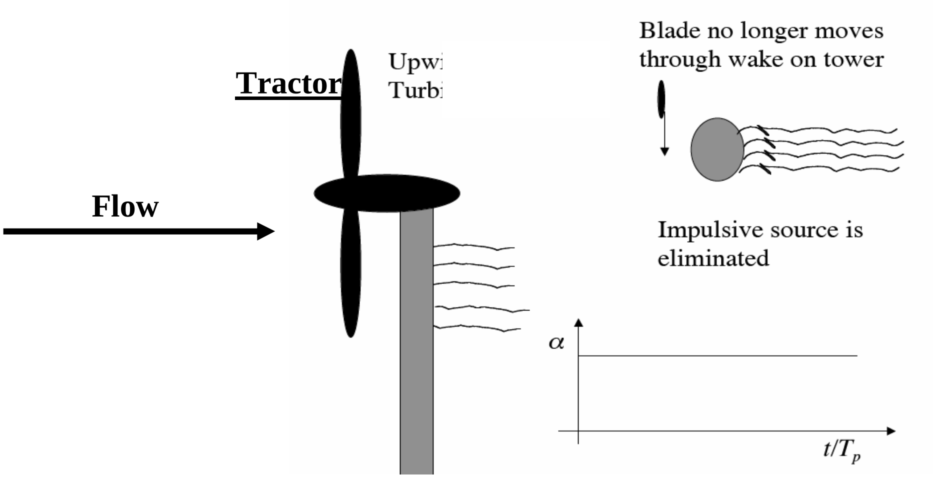
מדחף מושך (Tractor) – המדחף ממוקם מלפנים.

תצורת המדחף המושך מייצרת פחות רעש מתצורת הדוחף, וזאת מכיוון שבתצורה זאת המדחף מקבל זרימה "נקייה" יותר, כמודגם באיורים הבאים :



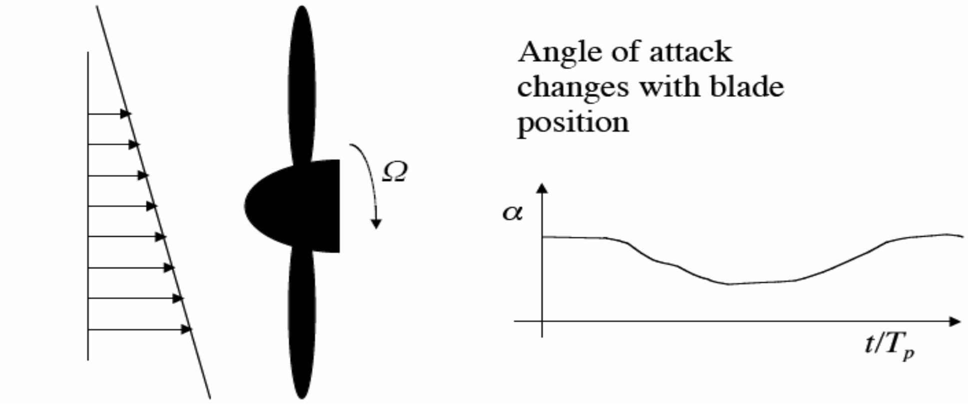
באיור מעל ניתן לראות מדחף בתצורת Pusher . בחלק ממסלול הלהבים, הם נעים דרך עקבת הגוף בזרימה, דבר היוצר שינוי בזווית ההתקפה (כמודגם באיור , בפינה הימנית התחתונה) ובפילוג העומס על הלהב. כתוצאה מכך נוצרות מערבולות היוצרות רעשים.

כאשר המדחף ממוקם בתצורת מושך (Tractor) הוא אינו מושפע מעקבת הגוף:



<u>השפעת תמרון :</u>

בזמן תמרון של כלי הטיס, הזרימה המגיעה למדחף אינה אחידה, ונוצרים הבדלים בזווית ההתקפה בנקודות שונות על הלהב, ובחלקים שונים ממחזור סיבובו :



ניתן לראות כי זווית ההתקפה משתנה לכל אורך מחזור תנועת הלהב, ולכן ישנו שינוי באופי הזרימה על הלהבים, וכתוצאה מכך נוצרות מערבולות המלוות ברעש.

<u>השפעת מהירות סיבוב המדחף :</u>

קצוות הלהבים הם הנעים במהירות הגבוהה ביותר, ולכן , בתנאים מסוימים יכולים להיווצר גלי הלם הגורמים לרעשים ופוגעים ביעילות המדחף. כאשר קצוות הלהב נעים במהירויות תת-קוליות, לא יווצרו גלי הלם, אך ישנן מערבולות שפת זרימה, הנגרמות מתנועת הלהב בעקבת הלהב הקודם, וממהירות הזרימה עליו.

מערבולות שפת זרימה

לכן, ע״מ להימנע מיצירת מערבולות, אול כל הפחות להפחית את השפעותיהן, יש לשמור על מהירות סיבוב נמוכה ככל האפשר.

דרך נוספת למנוע מערבולות שפת זרימה, או לכל הפחות להפחית את השפעתן, היא לשנות את פני השטח של הלהב. בגרף הבא ניתן לראות תוצאות ניסוי בו נבדקה השפעת פני השטח של הלהב על הרעש הנוצר :

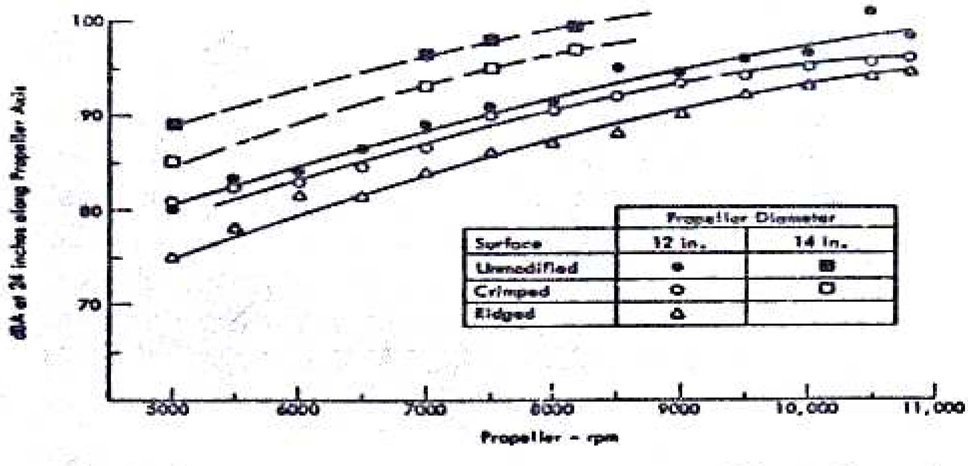


Figure IV-1. Comparison of Model Propeller Noise Levels (with Blade Surface Modifications)

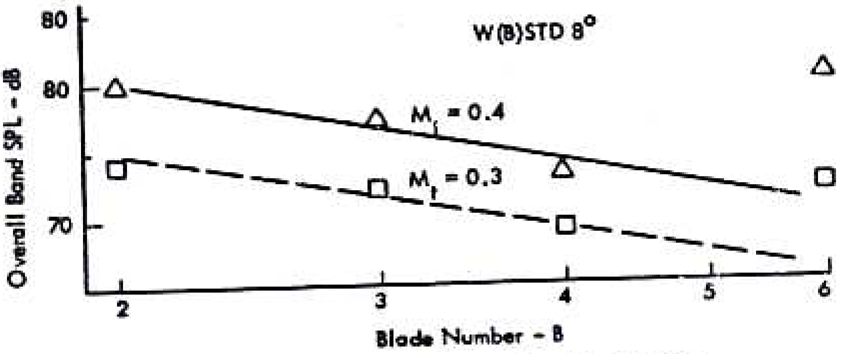
מהגרף ניתן לראות שני דברים :

1. לסל״ד נתון, מדחף קטן יותר יהיה שקט יותר.
2. ככל שפני השטח חלקים יותר, הרעש יהיה חזק יותר.

הסיבה לכך היא שפני שטח לא חלקים יוצרים טורבולנציה בזרימה , ומצמידים אותה ללהב, ובכך מונעים ניתוקים ומערבולות.

השפעת כמות הלהבים :

הוספת להבים למדחף, מגדילה את הדחף הנוצר בכל סיבוב, ובכך מאפשרת להפחית את מהירות סיבוב המדחף. ניתן לראות את השפעת הוספת להבים בגרף הבא :

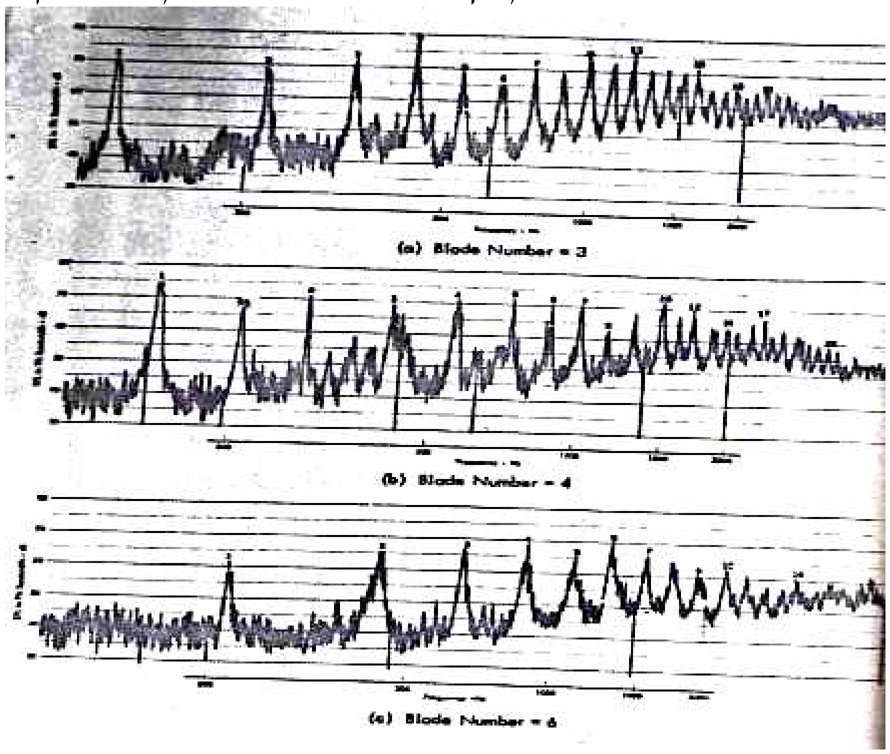


(b) Effect of Blade Number on Broadband Noise

מהגרף ניתן לראות כי עבור מהירות סיבוב נתונה (מס׳ מאך בקצה הלהב קבוע) הוספת להבים מפחיתה את עוצמת הרעש המופקת. המינימום לתצורה שנבחנה בניסוי זה התקבל עבור 4 להבים, וניתן לראות כי הוספה של להבים מעבר ל 4 , תגרור עליה בעוצמת הרעש. הסיבה לעליית הרעש כאשר מוסיפים להבים מעבר לנק׳ המינימום, היא שכל להב עובר דרך עקבת הלהב שלפניו, ובמידה ומוסיפים יותר מדי להבים,המרחק ביניהם קטָן,וההפרעות לא מספיקות לדעוך לרמה אשר לא תגרום לרעש שעה שהלהב הבא עובר.

השפעת מס׳ הלהבים על החתימה האקוסטית :

הוספת להבים מעלה את תדר הרעש הנוצר, אך מפחיתה את עוצמתו ,כפי שניתן לראות בגרף :



(a) Blade Number = 3

(b) Blade Number = 4

(c) Blade Number = 6

עבור 3 להבים, שיא הרעש מגיע ל 80_{dBA} . עבור 4 להבים השיא הוא 75_{dBA} ואילו עבור 6 להבים, השיא הוא 70_{dBA} .

בנוסף, ניתן לראות כי ככל שמגדילים את מס׳ הלהבים , נעלמים הרעשים בתדרים הנמוכים.

יש לציין, כי ישנם מדחפים אשר בהם יותר מ 4 להבים, כדוגמת מטוס ה Quiet-Star , אשר תוכנן לחתימה אקוסטית נמוכה, והוא מצויד במדחף בעל 6 להבים :

בנוסף למספר הלהבים, מדחף המטוס הנ"ל ייחודי בכך שהלהבים בו גדולים מהמקובל, ובכך מושגת הפחתה נוספת בחתימה האקוסטית. למטוס גרסת מדחף נוספת, בעלת 3 להבים אשר צורתם שונה אף היא מהמקובל, ומהמדחף בעל 6 הלהבים :

בסיום הפרק העוסק ברעש, החלטנו על הצעדים הבאים ע"מ להקטין את החתימה האקוסטית של ILAS :

1. שימוש במנוע חשמלי.
2. שימוש במדחף בעל 3 להבים .
3. תכן המדחף (גודל ופסיעה) כך שיפעל בסל"ד הנמוך ביותר האפשרי.

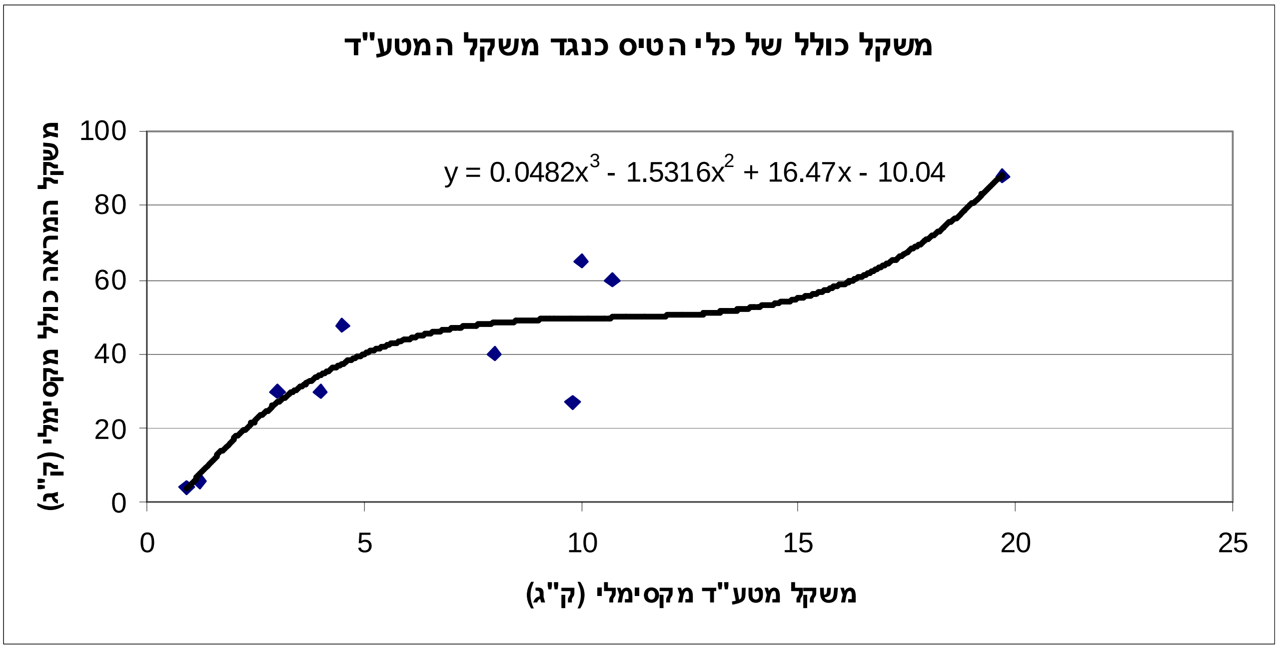
הערכת משקל המטוס:

מטרתו העיקרית של כלי טיס בלתי מאויש היא ביצוע משימה שהוגדרה לו ושסובבת סביב מטען ייעודי אותו נושא הכלי טיס. מטע״ד יכול להיות מצלמות מסוגים שונים, חימוש וכד׳.
הערכה ראשונית של משקל כלי הטיס התבצעה ע״י סקר כטב״מים קיימים, כאשר נמצא קשר בין משקל כטב״מים המצויים כיום בשוק למשקל המטע״ד אותו הם נושאים. בטבלה שלהלן ניתן לראות את סקירת כלי הטיס השונים, את הדגמים השונים, משקל המטע״ד, משקלו הכולל של הכלי ואת היחס המתקבל ביניהם.

דגם	משקל כולל (ק״ג)	משקל מטע״ד (ק״ג)	יחס
I-View mk50	65	10	6.5
Skylite B	6	1.2	5
Bird-eye 400	5.6	1.2	4.6
Aerolight	40	8	5
Luna x-2000 (German)	30	3	10
Vangurad	88	19.7	4.5
Lzd.60c (russia)	60	10.7	5.6
FQM-151Apointer	4.17	0.91	4.6
ADM-160Mald	47.8	4.5	10.6
Mini Sheddon	27	9.8	2.75
A3-Ovserver (uk)	30	4	7.5

טבלה 1: סקר משקלי כטב״מים קיימים ע״פ יחס משקל מטוס-משקל מטע״ד

הגרף המתקבל מתוצאות הטבלה :



בדרישות עבור כלי הטיס הוגדרה יכולת נשיאת מטע״ד של 2.5 ק״ג.
מהגרף שהתקבל ומדרישת משקל המטע״ד ניתן להעריך את המשקל הכולל להמראה של כלי הטיס.
המשקל שהתקבל הוא בערך 22 ק״ג. למשקל זה נוסף קילוגרם נוסף כמרווח בטחון.
עם משקל זה של **23 ק״ג** עבדנו במשך כל הפרויקט, משקל זה היווה עבורנו גבול שעליו ניסינו לשמור ולא לחרוג ממנו. בשלבים כאלו ואחרים במהלך הפרויקט משקל זה היווה עבורנו כלי מכריע לבחירה בין תצורות שונות של רכיבים של כלי טיס, על-מנת שלא נחרוג ממשקל זה.
יש לציין שמשקל זה הוא המשקל להמראה וכן משקל הנחיתה של כלי הטיס עקב שימוש בהנעה חשמלית וחוסר השתנות במשקל דלק במהלך טיסת משימה של המטוס.

בחירת התצורה האווירודינמית:

הקדמה

לפי הדרישות שנקבעו לנו, ברור שאנו צריכים תצורה שמאפשרת שהייה ארוכה, ויחס L/D גבוה.
קיימות עוד הרבה תכונות שדרוש מהתצורה שתיבחר. נראה אותן בהמשך.
ניתן ליצור אינספור תצורות אווירודינמיות שונות. את כולן ניתן להביא לתצורה אופטימאלית לשהייה ארוכה, ע״י תכן אווירודינמי מתאים.
נתעניין ב-4 התצורות הנפוצות ביותר, ונשווה אותן לפי המגבלות שמוכתבות ע״י המשימה שלנו.
חשוב לזכור כי לכ״א מהתצורות יש אופי אווירודינמי שונה שעלינו לשמר.

המגבלות הנגררות מהגדרת המשימה:

- מטע״ד – יש לתכנן מקום עליו נתקין את המטעד (אף הכלי, מתחת לגוף וכדומה).

- מצנח – יש לתכנן מקום בחלקו העליון של המל״ט ממנו ייצא המצנח. המצנח ומערכת המצנח תהיינה בתוך גוף הכלי. התצורה צריכה להתאים להנחתה ע״י מצנח.

- כרית אוויר – יש לתכנן מקום בחלקו התחתון של הכלי בו נתקין כרית אוויר לריכוך הנחיתה.

- הנעה ואנרגיה – יש לתכנן מקום בתוך הכנפיים או בתוך גוף המטוס עבור תאי הדלק\מצברים למנוע החשמלי.

- מערכת הבקרה – יש לתכנן מקום עבור הסרווים והמערכת עצמה.

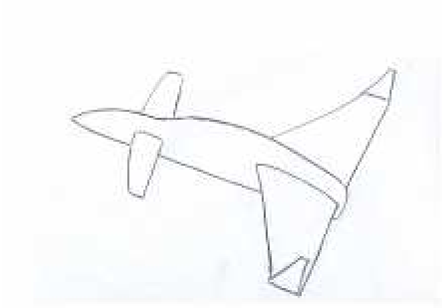
<u>הכרת התצורות</u>

רה 1: כנף מעפפת ישרה

תצורה 2: כנף מעפפת ישרה

תצורה 3: תצורת קונבנציונלית

תצורה 4: תצורת קנארד



תצורה 1 – כנף מעופפת ישרה

תאור כללי – תצורה של כנף מעופפת ישרה, עם מייצב כיוון בלבד. Charles Fauvel ביצע על הכלי ניסויים רבים על התצורה הזו וטוען שזו התצורה הטובה ביותר.

יתרונות התצורה

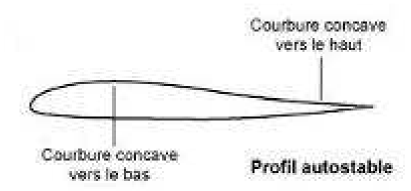
-גרר : תצורה זו מקבלת את הגרר הכי נמוך מבין כל התצורות (L/D גבוה).
-הזדקרות :בזוויות התקפה גדולות, הזרימה מתנתקת משפת הזרימה, ובכך יוצר מומנט מוריד אף מייצב.
-צניחה : הכלי יותר יציב בזמן הצניחה.
-חתימת שח״מ נמוכה

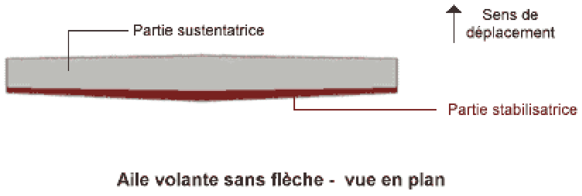
חסרונות:

-שליטה : השליטה על הכלי מסובכת יותר עקב זה שאין יציבות אורכית כי הזנב קרוב לכנף. מרווח היציבות צר.

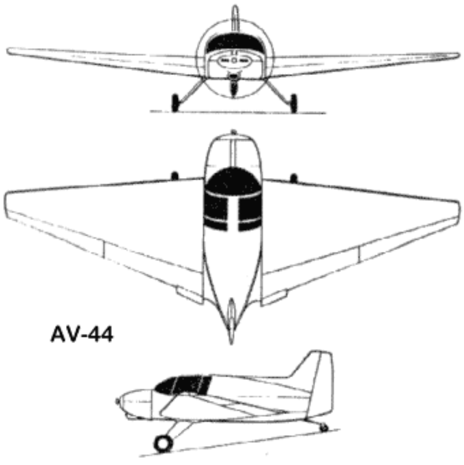
הערות נוספות – תצורה זו נעזרת לרוב בפרופיל Auto Stable (או Reflex) שמפצה על אי היציבות האורכית ע״י יצירת עילוי שלילי בשפת הזרימה. ניתן ליצור זווית משיכה קטנה קדימה ובכך להגדיל את מרווח היציבות.

תמונות של כטב״מים בעלי התצורה הזאת:





AV-44 (Charles Fauvel)



Black star flying wing:

Helios-פרויקט שפותח ע״י NASA

תצורה 2 – כנף מעופפת משוכה לאחור

תאור כללי – תצורה של כנף מעופפת משוכה לאחור ללא זנב. הניהוג מתבצע ע״י מאזנות והגהי כיוון על קצות הכנף.

יתרונות התצורה

-גרר : גרר נמוך על הכלי (L/D גבוה).
-צניחה : הכלי יותר יציב בזמן הצניחה.
-יציבות : יציב יותר מכנף מעופפת ישרה כיוון שהחלק האחורי של הכנף בנוי מפרופיל היוצר עילוי שלילי ולכן -מומנט מרים אף מייצב.
-מקום : קיימות תצורות בעלות גוף עבה שמאפשרות מקום רב למערכות נלוות.
חתימת שח״מ נמוכה

חסרונות

-איבוד עילוי : שינוי הפרופיל לאורך הכנף גורם לאי סדר בזרימה ופוגע בנצילות הכנף.
-גרר : אי הסדר מעלה את הגרר.
-סיבוך הבנייה

תמונות של כטב"מים בעלי התצורה הזאת:

MicroB (Bluebird): (גוף המל"ט גדול יחסית).

Boomerang V2 (Bluebird):

תצורה 3 – תצורה קונבנציונאלית

תאור כללי:
זאת התצורה הנפוצה ביותר בתעשייה. משטחי העילוי והבקרה הם כנף עם מאזנות וזנב אחורי בעל הגה גובה והגה כיוון.

יתרונות התצורה

-יציבות : העובדה שהזנב יושב רחוק מאחורה נותן יכולת לתקן את יציבותו האורכית של כלי הטיס בקלות.
-תצורה נפוצה : מכיוון שהתצורה נפוצה בתעופה לכל אורך ההיסטוריה, יש הרבה ניסיון וידע לגבי תכנונה.

חסרונות

-גרר : גוף המטוס (Fuselage) והזנב גורמים לגרר גבוה על הכלי.
-שח"מ : כיוון שיש הרבה זוויות, הגוף יהיה בעל חתימה גבוהה יחסית.
-מקום : יש פחות מקום להתקין על הגוף את המערכות השונות.

הערות נוספות – ישנן תצורות זנב וכנף שונות (זנב V , כנף משוכה לאחור) שמשנות את ביצועי הכלי. לקבלת יותר עילוי, ניתן להגדיל מוטת כנפיים, אבל אז הבנייה נעשית מסובכת יותר, ונוצרת בעיית הזדקרות.
תמונות של כטב"מים בעלי התצורה הזאת:

ה-Zephyr שפותח ע"י החברה "qinetic"

:Skylite B

תצורה 4 – תצורת קנארד

תאור כללי – תצורה של כנף רגילה בתוספת קנארד קדמי ללא זנב. קנארד הינו משטח עילוי שעומד מקדימה לכנף.

יתרונות התצורה

-יציבות : יציב באותה מידה שתצורה הקונבנציונלית יציבה. הקאנרד מאזן את המומנטים הלא יציבים, הפעם מקדימה.

-הזדקרות : הקאנרד, שיושב קדימה מזדקר לפני הכנף, לכן גורם לאיבוד עילוי קדימה, ובכך יוצר מומנט מוריד אף מייצב.

חסרונות

-איבוד עילוי : יש איבוד עילוי בכנף המרכזית עקב ההפרעות בזרימה הנוצרות ע״י הקאנרד.

-גרר : ההפרעות הן גם מקור לגרר.

הערות נוספות –מעט כטבמ״ים עובדים לע בסיס תצורה זו.

דוגמא של כטב״מ עם תצורת קאנרד : ה-RUSTOM מהצבא ההודי (מל״ט תוקף)

השוואת התצורות בעזרת שיטת AHP.

ראינו שלכל תצורה יש הרבה יתרונות וחסרונות. על מנת לבחור בתצורה המתאימה, ניעזר בשיטת AHP. השלב הראשון של השיטה דן בתכונות החשובות לפיהן נבחן את התצורות השונות. הוא נותן וקטור תעדוף התכונות, בו התכונה שמקבלת את המספר ההכי גדול היא התכונה ההכי חשובה לנו.
בשלב השני, השיטה משווה את 4 התצורות עבור כל אחת מהתצורות. בסופו של דבר, מקבלים עוד וקטור תעדוף, הפעם לגבי 4 התצורות.

Level 1-השוואת התכונות המייצגות.

	Stability	L/D	Landing	Construction	Stall	Radar Signature	Innovation
Stability	1	0.5	2	2	2	3	2
L/D	2	1	3	3	3	4	2
Landing	0.5	0.3333	1	2	0.5	2	2
Construction	0.5	0.3333	0.5	1	0.5	2	0.5
Stall	0.5	0.3333	0.5	2	1	3	0.5
Radar Signature	0.3333	0.25	0.5	0.5	0.3333	1	0.5
Innovation	0.5	0.5	0.5	2	2	2	1

וקטור התעדוף שהתקבל:

L/D	0.6980
Stability	0.4621
Innovation	0.3053
Landing	0.3001
Stall	0.2509
Construction	0.1884
Radar Signature	0.1319

כלומר היציבות היא התכונה הכי חשובה בעיננו.

Level 2-השוואה בין 4 התצורות המועמדות.

סימונים:

- כנף מעופפת ישרה:
- כנף מעופפת משוכה לאחור:
- תצורה קונבנצוינלית:
- תצורת קנרד:

יציבות:

	1.000	0.500	0.258	0.233
	2.000	1.000	0.417	0.500
	4.001	3.000	1.000	0.625
	4.501	2.750	1.750	1.000

יחס L/D:

	1.000	1.750	3.250	3.250
	0.625	1.000	2.250	3.000
	0.342	0.458	1.000	1.688

	0.312	0.375	0.708	1.000

קלות הבנייה:

	1.000	3.750	1.563	1.833
	0.271	1.000	0.333	0.333
	1.375	1.667	1.000	1.500
	1.091	3.001	0.750	1.000

יציבות בנחיתה:

	1.000	1.750	3.250	3.750
	0.625	1.000	2.750	3.500
	0.333	0.375	1.000	1.375
	0.300	0.313	0.792	1.000

יציבות להזדקרות:

	1.000	2.125	1.583	0.396
	0.792	1.000	0.708	0.312
	1.209	1.917	1.000	0.354
	2.750	3.000	3.000	1.000

חתימת שכ"ם:

	1.000	0.875	2.500	2.500
	1.250	1.000	2.500	2.500

	0.417	0.417	1.000	1.000
	0.417	0.417	1.000	1.000

חדשנות:

	1.000	0.625	2.500	2.250
	1.750	1.000	3.000	2.500
	0.417	0.333	1.000	0.917
	0.458	0.417	1.500	1.000

וקטור התעדוף הכללי:

0.34	**כנף מעופפת ישרה**
0.24	כנף מעופפת משוכה לאחור
0.225	תצורת קנרד
0.187	תצורה קונבנציונלית

כלומר התקבל לפי השיטה כי התצורה האווירודינמית שיותר מתאימה לנו היא כנף מעופפת ישרה.

תהליך בחירת פרופיל הכנף

התצורה שנבחרה לפרויקט היתה כנף ישרה טסה ללא מייצב אופקי. אי קיומו של מייצב אופקי דרש מאיתנו פתרון לבעיית היציבות האורכית של כלי הטיס.

הפתרון שבחרנו הוא שימוש בפרופיל כנף מסוג "Reflex" .

פרופיל מסוג "Reflex" הינו פרופיל מיוחד המקנה לכלי הטיס יציבות אורכית באופן הבא – שפת הזרימה של הפרופיל מורמת ונוצר פילוג לחץ על הכנף אשר משתנה עם זוית ההתקפה. בצורה פשוטה יותר, בפרופיל קונבנציונלי מיקום שקול כח העילוי על הכנף נשאר קבוע (בקירוב טוב)

ומיקומו ברבע אורך המיתר משפת ההתקפה. לעומתו, בפרופיל מסוג "Reflex" מיקומו של שקול כח העילוי משתנה עם זוית ההתקפה ומשנה את זרוע המומנט של כח העילוי. כתוצאה מכך, כאשר זוית ההתקפה גדלה מומנט הנוצר עקב כח העילוי קטן (כתוצאה משינוי מיקום הכח השקול) ומאפשר לכלי הטיס להקטין את זוית ההתקפה ולחזור למצב שיווי משקל יציב.

בחנו 3 פרופילי "Reflex" שונים, וריכזנו את הביצועים שלהם באבלה הבאה:

	Cl_{max}	Cd_{min}	$(Cl/Cd)_{max}$	Alpha(max) (deg)	Cm(max)
Eppler 325	1.16	0.011	73	13	0.07
Eppler 328	1.33	0.009	95	12	0.025
Eppler 336	1.34	0.011	90	13	0.03

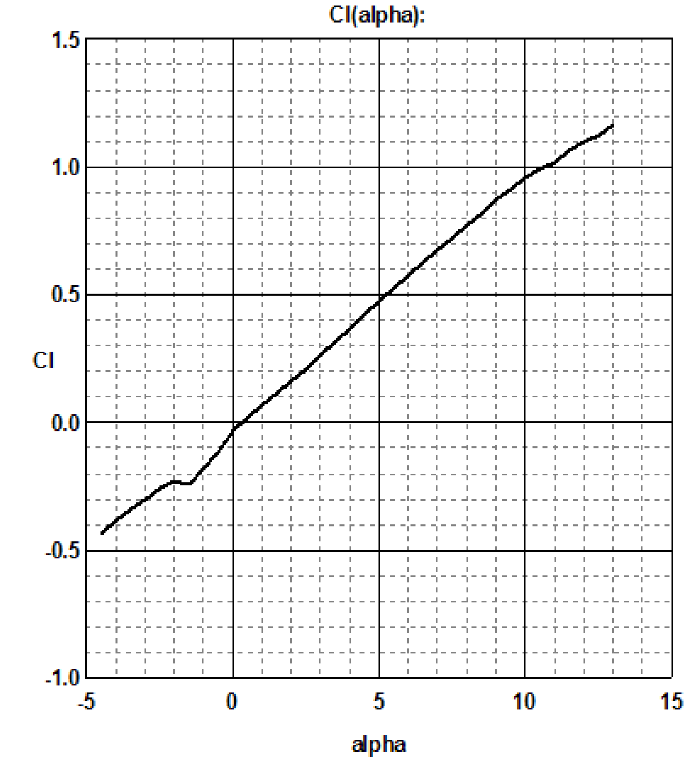
בהתבסס על נתונים המופיעים בטבלה הנ"ל בחרנו בפרופיל Eppler 325 מהסיבות הבאות:

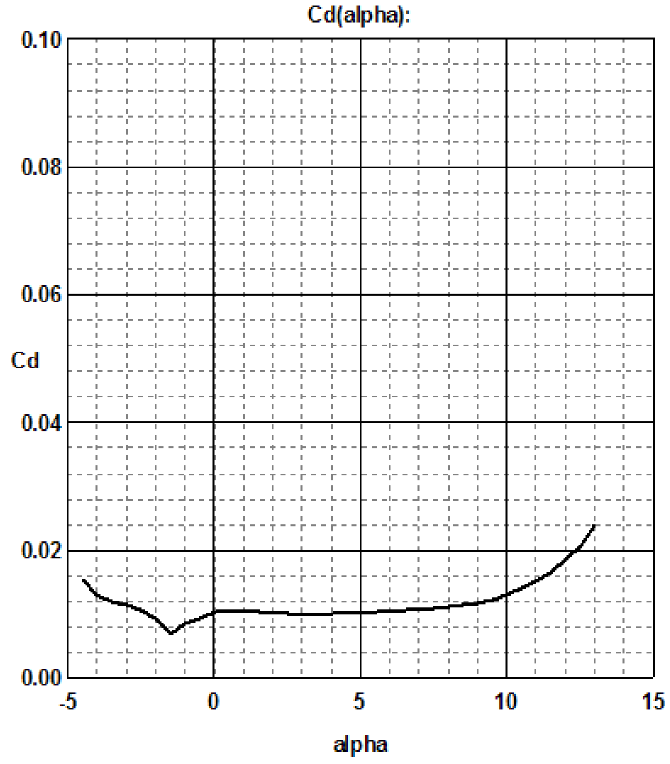
לפרופיל Eppler 325 יש מקדם מומנט גבוה יותר (בכל זוית התקפה) ולכן מאפשר מרווח יציבות
גדול יותר.

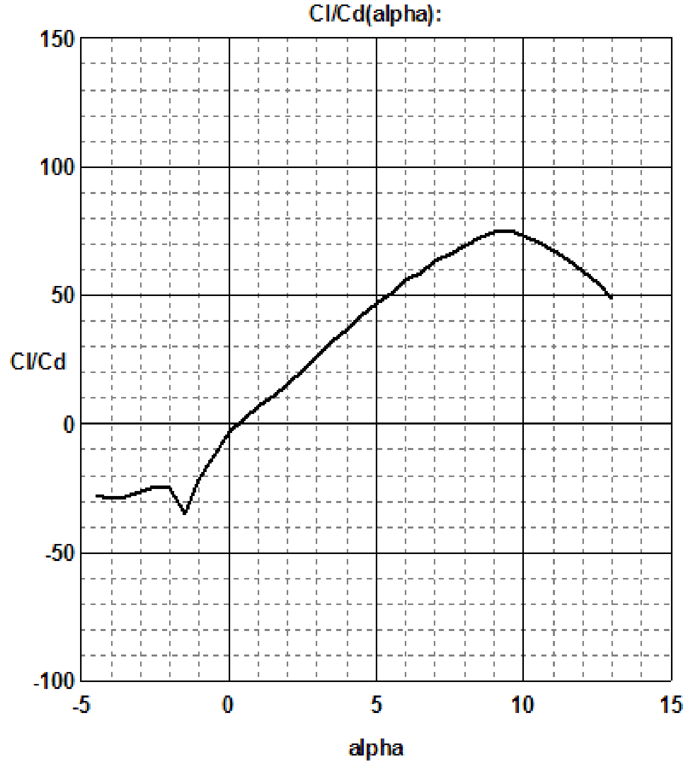
לסיום, נשרטט גרפים הממחישים את הביצועים של הפרופיל הנבחר במספר ריינולדס ומהירות הטיסה המתאמים לכלי טיס נשוא הפרויקט.

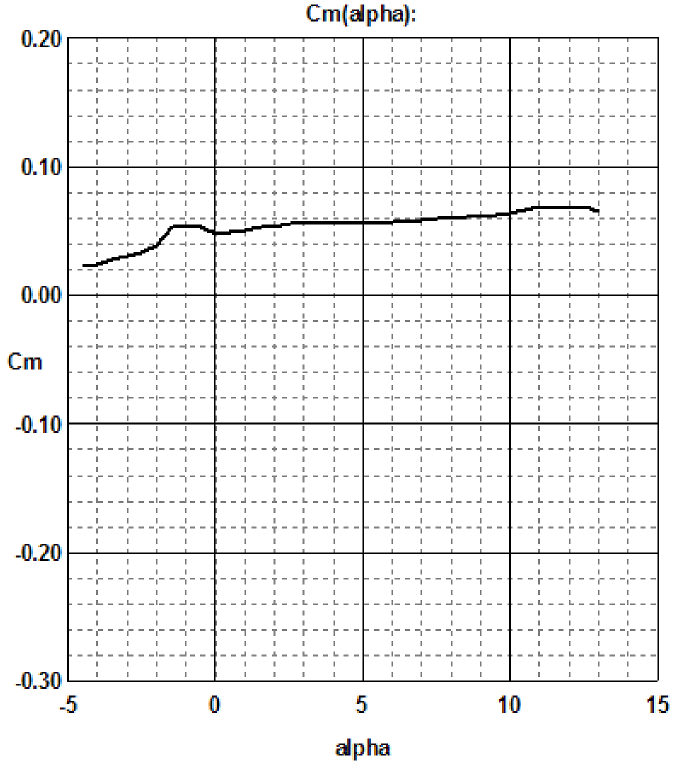
מספר ריינולדס = 676000

מהירות הטיסה = 22.2 מטר לשניה









חישובי ביצועים בסיסיים

בתחילה נציג את נתוני המוצא שלנו.

נתונים גאומטריים של כלי הטיס :

שטח הכנפיים : $S_W = 1.7[m^2]$

מוטת הכנפיים : $b = 3.28[m]$

מנת מימדים : $AR = \frac{b^2}{S_w} = 9$

נתונים אוירודינמיים של כלי הטיס :

מקדם עילוי מכסימלי : $C_{l_{\max}} = 1.05$

מקדם גרר (הלא תלוי בזוית התקפה) : $C_{D_0} = 0.01$

הערות : 1. ערך המקדם העילוי המכסימלי הינו הערך עבור כנף סופית, כלומר כ - 90% מערכו של מקדם העילוי המכסימלי עבור כנף אינסופית המופיע בגרפים שהוצגו עבור הפרופיל.

2. מקדם הגרר חולץ מתוך אחד הגרפים שהוצגו עבור הפרופיל.

דרישות משקל ומהירות השיוט של כלי הטיס (שנקבעו על-ידינו) :

משקל : $W = 23[kgf]$

מהירות השיוט : $V_{cruise} = 44.5[kts] = 22.2[m/\sec]$

חישוב מקדם העילוי :

$$L = W = mg = 23 \cdot 9.81 = 225.6[Nt]$$

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S_W C_{l_{cruise}}$$

$$C_{l_{cruise}} = \frac{2L}{\rho V^2 S_W} = \frac{2 \cdot 225.6}{1.225 \cdot 22.2^2 \cdot 1.7}$$

$$C_{l_{cruise}} = 0.44$$

<u>חישוב זוית התקנת הכנף:</u>

לאחר שמצאנו את ערכו של מקדם העילוי נמצא מתוך גרף העילוי של פרופיל הכנף באיזו זוית
יש להתקין את הכנף על מנת לקבל את ערך מקדם העילוי שמצאנו לשיוט, דהיינו לטיסה ישרה
ואופקית.

על פי ערכו של מקדם העילוי מתקבל שהכנף תותקן בזוית התקפה של 6 מעלות

<u>חישוב מקדם הגרר:</u>

$$C_D = C_{D_0} + kC_l^{\,2}$$

$$k = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

$$e = 1.78(1 - 0.044 \cdot AR^{0.68}) - 0.64$$

$$e = 0.79$$

$$k = \frac{1}{3.14 \cdot 9 \cdot 0.79}$$

$$k = 0.045$$

$$C_D = 0.01 + 0.045 \cdot 0.44^2$$

$$C_D = 0.019$$

$$C_{D_{total}} = 0.019 + 0.01 = 0.029$$

<u>חישוב יחס עילוי-גרר:</u>

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0.44}{0.029} = 15$$

<u>חישוב מהירות ההזדקרות:</u>

נבדוק מהי המהירות המינימלית, דהיינו מהי המהירות עבור עילוי שווה למשקל במקדם עילוי מכסימלי.

$$W = \tfrac{1}{2}\rho V_{stall}^2 S_W C_{l_{\max}}$$

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_W C_{l_{\max}}}} = \sqrt{\frac{2\cdot 23\cdot 9.81}{1.225\cdot 1.7\cdot 1.05}}$$

$$V_{stall} = 28[kts] = 14.4[m/s]$$

בחירת תת מערכות :

מטע"ד

המזל"ט שלנו הוא לצורכי מודיעין ולכן כדי לבצעה משימה זו עלינו לבחור מטע"ד אשר יאפשר לנו לעמוד במשימה.

הדרישות שהובילו אותנו לבחירת מטע"ד הם :

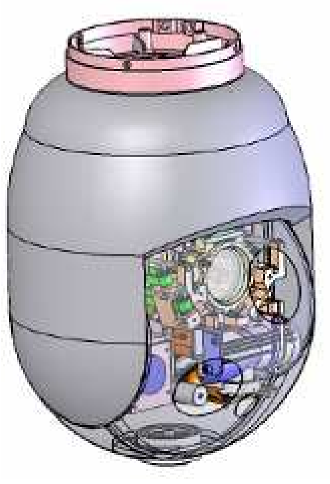
1. משקל מרבי עד 2.5 ק"ג
2. יכולת ראיה יום ולילה באותו מטע"ד, ללא צורך להנחית את הכלי כדי להחליף מצלמה.
3. זום ורזולוציה גבוהים על מנת לקבל תמונה איכותית.

עמדו בפנינו 4 מטע"דים שונים אשר מפורטים בטבלה הבא :

	Micro pilot	T-STAMP under) (development	275 MicroBAT	MicroPOP
Day/Night	Day or Night	Both	Day or Night	Day or Night
Weight	900gr	2.5Kg	350gr	1.2kg
Dimensions	D110mm*H210mm	D175mm*H250mm	D75mm*H125mm	D100mm*H180mm
Voltage	12V DC	12-24V DC	12V DC	8V DC
Power	3Walt	5Walt	5Walt	No Data
Axis gimbals	,2E-230,A-340	,2E-110,A-350	,2E-150,A350-	,2E-110,A-340
Optical zoom	x25	x16	x10	No Data
Pitch	120-to110	40-to70	No Data	90-to 20
Roll	170-to170	175-to175	No Data	170-to170
Angular Velocity	]60deg/sec[	]60deg/sec[	]60deg/sec[	]100deg/sec[

לבסוף בחרנו את T-STAMP של חברת Controp הישראלית , חשוב לציין שהוא עדין בשלבי הפיתוח.

איור המחשה של המטע"ד :



בקרת טיסה :

מערכת הטייס אוטומטי מאפשרת ביצוע אוטונומי של משימות הטיסה. המערכת מורכבת ממערכת ניווט, מערכת של servos המאפשרים שליטה על ההגאים, מערכת בקרה, ומערכת ניהול של המשימה. כמו כן המערכת מאפשרת תקשורת דו כיוונית עם תחנת קרקע, ומאפשרת שליטה והתערבות ידנית בכל אחד משלבי משימה, עד כדי ביטול או שינוי של המשימה כולה או חלקה.

לצרכי כלי הטיס שלנו בחנו שלוש מערכות טייס אוטומטי בעלות ביצועים ויכולות דומות. התכונות של המערכות הנ"ל מרוכזות בטבלה הבאה

	ATHENA GS-111M	MicroPilo 2028g	WEPILOT 2000
Weight [gr]	230	28	260
Dimensions LxWxH [mm]	99x66x41	100x40x15	185x100x45
Voltage [V]	18-36	4.2-26	12+5
Price	>15000 USD	5000 USD	25000 EU
INS (6DOF)	Yes	Yes	Yes
Autopilot	Yes	Yes	Yes
Payload Support	Yes	Yes	Yes
various launch/ recovery methods	No	Yes	Yes

המערכת שבחרנו היא מערכת MicroPilot 2028g . המערכת נבחרה בשל מימדיה הקטנים, משקל נמוך מאוד, ומחיר זול בהרבה משאר המערכות. יחד עם זאת למערכת הנ"ל יש יכולות דומות לשאר המערכות שבחנו.

<u>מערכת תקשורת</u>

מערכת תקשורת היא מערכת המשמשת לשידור בין כלי הטיס לתחנת קרקע. השידור הנדרש הוא שידור דו כיווני. כמו כן נדרש שידור וידאו מכלי הטיס לתחנת קרקע. התכונות החשובות של המערכות הנ"ל הן טווח תדרים רחב ומהירות העברת נתונים גבוהה.

לצרכי כלי הטיס שלנו בחנו שתי מערכות תקשורת וריכזנו את תכונותיהן בטבלה הבאה:

	Data Link L3	Mini Link Commtact
Weight [gr]	220	300
Dimensions LxWxH [mm]	126x78x18	107x87x18
Radio comm. (RF)	Yes	Yes
Video comm.	Yes	Yes
Bandwidth [MHz]	1755-1850	12
Channel	Full Duplex	Full Duplex
Transfer Speed [Kbps]	30-10710	12000
BLOS	Optional	No
Power	<10_W	10_W

המערכת שנבחרה היא Data Link L3. המערכת נבחרה בעיקר בשל משקלה הנמוך ביחס למערכת השניה ובשל תכונה חשובה של המערכת הנקראת BLOS . התכונה הנ"ל מאפשרת תקשורת עם כלי הטיס גם כאשר כלי הטיס מוסתר מתחנת קרקע ע"י מחסום כלשהו (בניין למשל).

מערכת ההנעה

בבחירת **סוג מערכת הנעה** לכלי הטיס עמדו בפנינו שני עקרונות שהנחו איתנו:
ראשית, אחת מהדרישות שהוגדרו לפרויקט הייתה דרישה לכלי טיס שקט. דרישה זו הובילה אותנו לבחירת מנוע חשמלי אשר באופן חד משמעי שקט יותר ממנועי בוכנה. שנית, משקל המטוס הקל יחסית אפשר את השימוש במערכת הנעה חשמלית.

יתרונות מנוע חשמלי:

- שקט
- אינו מייצר חום
- קל לשילוב עם מערכות אחרות בכלי הטיס
- המהירות והמומנט קלים לשליטה
- המהירות והמומנט אינם מוגבלים
- חלקים נעים קלי משקל ומכאן שחיקה איטית יותר
- יעילות גבוהה - 70-90%

חסרונות מנוע חשמלי:

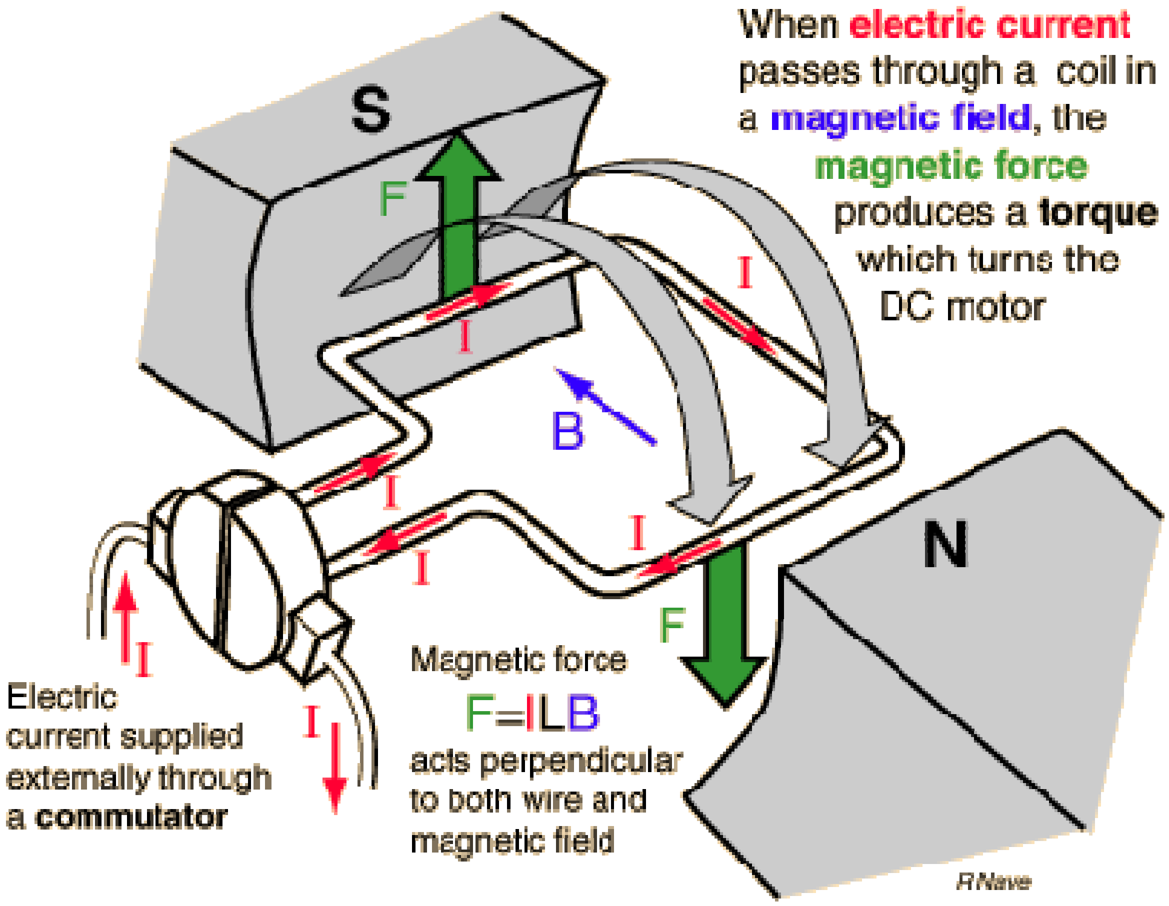
- הצורך במקור מתח גבוה
- יקר באופן יחסי
- במהירויות נמוכות דיוק הבקרה על הנוע נמוך יחסית
- בעיות אחזקה שונות הנפתרות ע"י שימוש במנוע חשמלי ללא מברשות

כפי שצוין לעיל, אחת הדרישות החשובות הייתה דרישה למטוס שקט ולכן בחרנו במנוע חשמלי על-אף החסרונות שהוזכרו, וכן נבחר מנוע חשמלי ללא מברשות (brushless) על-מנת להימנע מבעיות האחזקה.

הסבר על עקרון הפעולה מנוע חשמלי:

כפי שניתן לראות באיור 00,

- זרם חשמלי מסופק למנוע מבחוץ דרך המחלף
- כאשר זרם חשמלי עובר דרך סליל בשדה מגנטי נוצר כוח מגנטי $F = ILB$, הפועל אנכית לחוטים ולשדה המגנטי.
- הכוח המגנטי יוצר מומנט המסובב את המנוע (״מנוע זרם ישר״).



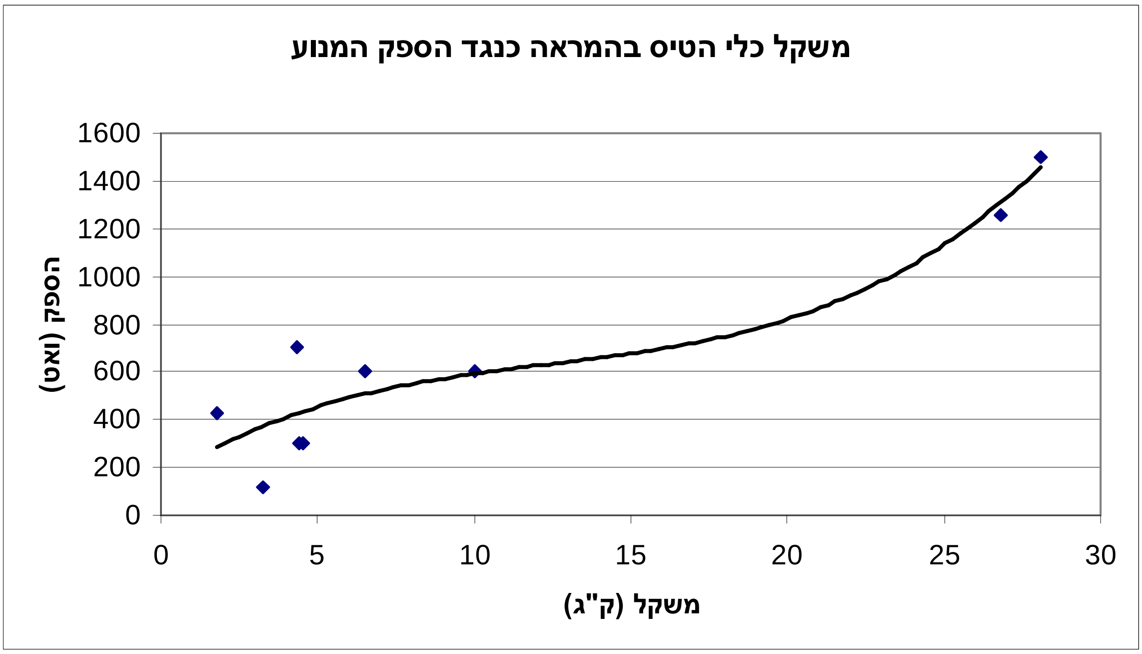
עקרון הפעולה של מנוע זרם ישר

לבחירת דגם ספציפי של מנוע ניגשנו קודם לבדיקת ההספק הדרוש להנעת המטוס. לצורך הערכה ראשונית של ההספק הנדרש בוצעו סקר שוק והשוואה למנועים הנמצאים בשימוש במטוסים אחרים, על-פי משקל כלי הטיס והמטע״דים.

בטבלה שלהלן ניתן לראות את ההשוואה בין כלי הטיס השונים להערכת ההספק:

UAV model	Manufacturer	Engine	Propeller	Max payload weight [kg]	Max take-off weight [kg]	Max endurance [hr]
Azimut	Alcore (France)	One 600 W brushless electric motor, powered by Ni/Cd or NiMH batteries	Two blade pusher prop	2	6.5	2
Biodrone	Alcore (France)	One 600 W brushless electric motor, powered by Ni/Cd or NiMH batteries	Pusher propeller with two folding blades	3	10	1.5
TMD3	Sagem (France)	Battery-powered brushless electric motor.	Two-blade pusher prop		9	1
Strekoza	Yakovlev (Russia)	One 7.5 kW electric motor	Two-blade pusher prop		40	6
FQM-151A Pointer	Aero Vironmet (American)	One 300 W electric (samarium cobalt) motor, powered by two Li/SO©□ primary or Ni/Cd rechargeable batteries.	Two folding bladed pusher prop.	0.91	4.35	1
Aeros	BAI Aerosystems (American)	Two 60 W electric motors.	Each with two-blade folding prop.	1	3.27	40 min
Slurs	CUV (American)	300 W maxim Motors electric motor	Folding prop. dia=0.38	1	4.4	1

UAV model	Manufacturer	Engine	Propeller	Max payload weight [kg]	Max take-off weight [kg]	Max endurance [hr]
Dragon Eye	NRL (US Naval Research Laboratory, Washington, DC.)	Twin 214 W electric motors	Two blade tractor prop with folding blades.	0.5	1.8	0.5
Finder		1.26 kW electric propulsion	Two-blade pusher prop with folding blades.	6.1	26.8	
Sender		One 300 W Aveox brushless DC electric motor, powered by up to 12 lithium batteries.	Two-blade folding plastics prop.	1.13	4.54	2
Swallow		One 1.5 kW brushless DC electric motor, powered initially by Ni/Ca batteries.; lithium batteries to generate 1.8 kW.	Five-blade prop mounted on fin/tailplan e bullet.	4.54	28.1	Ni-Cd battery: 15 min /lithium battery: 2.0



מניתוח הטבלה בגרף ניתן לראות שכהערכה ראשונית נדרש הספק של 900-1000 watt בערך.
לאחר בחירת הקונפיגורציה של המטוס ותצורתו האווירודינמית, בוצעו חישובים נוספים וממודל בגרר שהתקבל הוסק כי מספיק מנוע שייצר הספק של 500-600 watt.

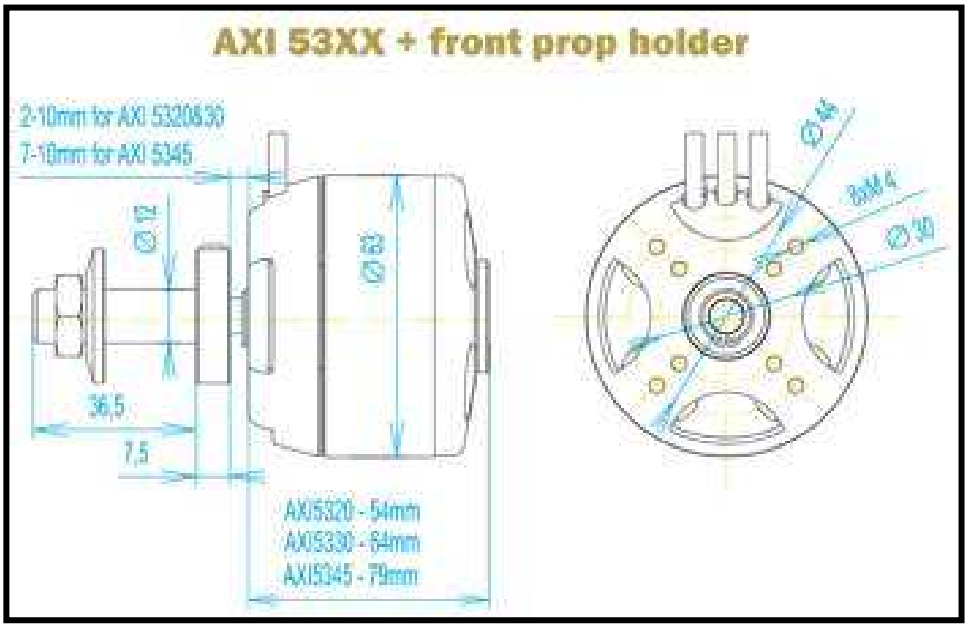
כמובן שנלקחו בחשבון גם ההספקים הדרושים להפעלת רכיבים אחרים במטוס כגון מטע״ד, כרטיסי בקרה ותקשורת וכיו״ב.
דרישה נוספת שהוגדרה היא זמן שהייה של 3 שעות. זמן השהייה חושב לאחר בחירת המנוע בהתאם לכמות הסוללות בהם נעשה שימוש. כמות הסוללות הייתה אחד הפרמטרים העיקריים שהשפיעו על משקל המטוס אשר נקבע כפי שצוין לפני ל-23 ק״ג.

נעשתה השוואה בין מנועים שונים המייצרים את תחום ההספק הדרוש שלנו. נבחנו אספקטים נוספים כמו משקל המנוע, אמינות היצרן, גודל המנוע וכו, ולבסוף נבחר מנוע חשמלי של AXI מדגם 5330/F3A.

מאפיינים עיקריים של המנוע:

- משקל: 625g (כולל כבלים)
- מידות: 63x64mm (Diameter X Length)
- סל״ד: 5200rpm
- הספק מיוצר ע״י המנוע: 540 Watt
- יעילות: 80%

מנוע AXI 5330/F3A



הסיבות לבחירת דגם זה של מנוע:

- קל משקל
- מייצר את ההספק הנדרש
- לא יקר
- נמצא באופן שכיח בשימוש בכלי טיס שונים
- יצרן ידוע ובעל אמינות גבוהה

מאפייני המנוע AXI דגם F3A/5330 :

Specifications	
No. of cells	max. 10s Li-Poly
Kv	235 RMP/V
Max. efficiency	91%
Max. efficiency current	23-57 A (>85%)
No load current / 10 V	1.8 A
Current capacity	72A/20 s
Internal Resistance	45 mohm
Dimensions (diameter. x length)	63x64 mm
Shaft diameter	8 mm
Weight with cables	652 g

Efficiency (%)	P- IN (W)	P- OUT (W)	U_{Volt}	RPM	I_{Amp}	Battery	Prop. w/o gearbox	Motor
80	695	540	**22.2**	**5200**	**31.3**	**Amicell ABLP5074J0 7400mAh,3.7v**	**APC-E 19"x12"**	**5330/F3A**

מקור אנרגיה

הבחירה במנוע חשמלי, מחייבת מקור אנרגיה מתאים. בניגוד למנועי שריפה פנימית, להם קיים מקור דלק יחיד (דלק נוזלי , על סוגיו השונים) , למנוע חשמלי ניתן לספק מתח מ 3 מקורות עיקריים :

- תאים פוטו-אלקטריים (סולאריים).
- סוללות.
- תאי דלק.

תאים סולאריים :

האפשרות להשתמש בתאים סולאריים נפסלה משתי סיבות עיקריות :

1. נצילות

תאים סולאריים הם בעלי נצילות נמוכה, ולכן יש צורך בשטח קולטים גדול. ייתכן והשטח הפנוי על גוף המטוס לא יספיק לצורך מיקום קולטים. חיסרון נוסף הוא במידה ולא ניתן לעצב את הפאנלים כך שיתאימו לגיאומטריה, הם יפריעו לזרימה ויפגעו בביצועים האווירודינמיים.

2. פעולה בלילה

ILAS מתוכנן ככלי המסוגל לפעול גם בשעות הלילה ובימים מעוננים, בהם אין מספיק אור ע"מ להפעיל את התאים ואת המטוס.

לכן נפסלה האפשרות להשתמש בתאים סולריים כמקור אנרגיה לכלי הטיס.

סוללות :

סוללות הינן מקור אנרגיה נפוץ בכלי טיס חשמליים, מכיוון שהן מציעות מספר רב של יתרונות :

I. אי-תלות בתנאי סביבה - סוללות אינן תלויות באספקת אוויר, או אור ולכן פועלות באופן אחיד בכל תנאי מזג האוויר ושעות היממה.

II. קלות החלפה – ניתן בקלות לתכנן צורת חיבור סוללות המאפשרת החלפה פשוטה ומהירה של סוללות ריקות בחדשות טעונות ובכך להכין את המטוס להמשך המשימה.

III. טעינה- ניתן לטעון סוללות משומשות ולהחזיר אותן לכשרות.

IV. אמינות – סוללות הן מקור אנרגיה וותיק והטכנולוגיות לייצורן (LiPo , NiCd, NiMH) מוכחות ומפותחות.

V. גודל פיזי – סוללות הן קטנות, ולכן ניתן לחלק אותן ולמקמן בחלקים שונים של כלי הטיס, ואין הכרח לרכז אותן.

עם זאת, לסוללות עדיין קיים חיסרון משמעותי – צפיפות האנרגיה הנמוכה (מתחת ל 250 Wh/Kg) . לכן יש צורך במשקל רב של סוללות לכמות אנרגיה רצויה נתונה.

<u>תאי דלק :</u>

תאי דלק הם מערכת המשתמשת בתגובה בין חמצן למימן ליצירת זרם חשמלי. יתרונותיהם על פני מערכות הפקת אנרגיה הם הנצילות הגבוהה שלהם (מעל 50% , מול 20% לתאים סולאריים ו 40% למנועי דלק) וצפיפות האנרגיה הגבוהה שלהם ביחס לסוללות.לתאי דלק מספר חסרונות ביחס לסוללות :

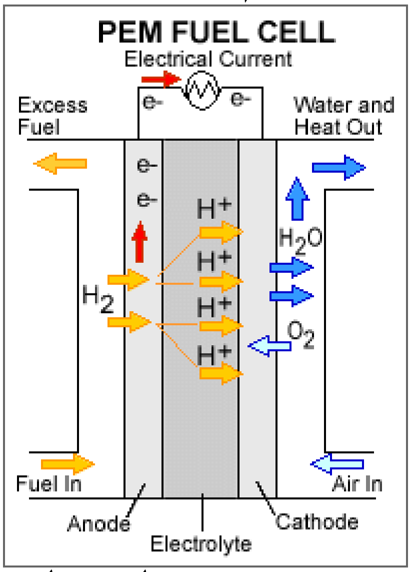
I. נפח – מערכת תאי הדלק תופסת מקום רב בכלי הטיס, מכיוון שהיא כוללת, מלבד יחידת התאים עצמה, מיכל לחץ למימן, צנרת לחץ גבוה (כוללת ברזים, שסתומים ווסתים)ומערכת ייצוב מתח וזרם.
II. מיכל הלחץ – המימן מאוחסן במיכל לחץ, כאשר הוא בלחץ גבוה , ולכן נוצרת נקודת תורפה בטיחותית.
III. חום – בזמן פעולתם תאי דלק פולטים חום (יותר מסוללות) בכמויות שונות (כתלות בסוג תאי הדלק) ולכן יש צורך במערכת להסעת החום אל מחוץ לחלל כלי הטיס.
IV. תוצרים – התגובה המתקיימת מתאי הדלק יוצרת אדי מים, אשר יש לפנותם מכלי הטיס.
V. מחיר- נכון להיום, טכנולוגיית תאי הדלק עדיין יקרה משמעותית מסוללות, ולכן לא נפוצה. בנוסף, ההיצע קטן (מעט חברות משווקות מערכות מסחריות) ,ורוב המערכות נבנות ספציפית לצורך מסויים.

אופן פעולת תאי הדלק :

כיצד הם פועלים?

בתא הדלק מתרחשת התגובה הבאה : $\frac{1}{2}H_2 + O_2 \rightarrow H_2O + Heat$.

התגובה מתרחשת באופן הבא :
מימן מוזרים על האנודה. האנודה מפרידה בין הפרוטונים לאלקטרונים. האלקטרונים נעים דרך המעגל החשמלי, ומספקים את הזרם . הפרוטונים מועברים דרך הממברנה אל הקטודה, שם הם מתחברים מחדש עם האלקטרונים ועם מולקולות חמצן אשר מוזרמות עליה. ביחד הם יוצרים מולקולות מים וחום מתגובת יצירת המים. כל תא מייצר 0.7 וולט, ולכן הם מחוברים ביחד (ומכאן השם Stack) בצורה טורית ע"מ לספק את המתח הנדרש.



תאור סכמטי של תא דלק

ישנם חמישה סוגים עיקריים של תאי דלק. כולם פועלים לפי אותה התגובה, כאשר ההבדלים העיקריים ביניהם הם

1. חומר הממברנה - תמיסה או חומר מוצק .
2. סוג הדלק - מימן טהור או מולקולה המכילה מימן (מתאנול או מתאן) .
3. ההספק המתקבל.
4. החום הנפלט.

להלן טבלה המסכמת את ההבדלים העיקריים בין התאים השונים :

Fuel Cell Type	Common Electrolyte	Operating Temperature	System Output	Efficiency Electrical	Applications	Advantages	Disadvantages
Polymer Electrolyte Membrane (PEM)*	Solid organic polymer poly-perfluorosulfonic acid	50 - 100°C 122 - 212°F	<1kW – 250kW	53-58% (transportation) 25-35% (stationary)	•Backup power •Portable power •Small distributed generation •Transportation	•Solid electrolyte reduces corrosion & electrolyte management problems •Low temperature •Quick start-up	•Requires expensive catalysts •High sensitivity to fuel impurities •Low temperature waste heat
Alkaline (AFC)	Aqueous solution of potassium hydroxide soaked in a matrix	90 - 100°C 194 - 212°F	10kW – 100kW	60%	•Military •Space	•Cathode reaction faster in alkaline electrolyte, higher performance	•Expensive removal of CO_2 from fuel and air streams required (CO_2 degrades the electrolyte)
Phosphoric Acid (PAFC)	Liquid phosphoric acid soaked in a matrix	150 - 200°C 302 - 392°F	50kW – 1MW (250kW module typical)	32-38%	•Distributed generation	•Higher overall efficiency with CHP •Increased tolerance to impurities in hydrogen	•Requires expensive platinum catalysts •Low current and power •Large size/weight
Molten Carbonate (MCFC)	Liquid solution of lithium, sodium, and/or potassium carbonates, soaked in a matrix	600 - 700°C 1112 - 1292°F	<1kW – 1MW (250kW module typical)	45-47%	•Electric utility •Large distributed generation	•High efficiency •Fuel flexibility •Can use a variety of catalysts •Suitable for CHP	•High temperature speeds corrosion and breakdown of cell components •Complex electrolyte management •Slow start-up
Solid Oxide (SOFC)	Solid zirconium oxide to which a small amount of Yttria is added	650 - 1000°C 1202 - 1832°F	5kW – 3MW	35-43%	•Auxiliary power •Electric utility •Large distributed generation	•High efficiency •Fuel flexibility •Can use a variety of catalysts •Solid electrolyte reduces electrolyte management problems •Suitable for CHP •Hybrid/GT cycle	•High temperature enhances corrosion and breakdown of cell components •Slow start-up •Brittleness of ceramic electrolyte with thermal cycling

מהטבלה ניתן לראות כי התאים מסוג PEM (שורה ראשונה) עומדים בדרישות ההספק (1KW) והינם בעלי טמפ׳ העבודה הנמוכה ביותר והנצילות הגבוהה ביותר.
תאי הדלק מסוג Alkaline זהים בנצילות והטמפ׳ , אך זקוקים לחמצן טהור במקום אוויר מהסביבה, ולכן יש צורך בנשיאת מיכל חמצן נוסף על מיכל המימן – משקל מיותר.
מסיבות אלו התאים המתאימים לכלי הטיס שלנו הם התאים מסוג PEM.

בסיום הסמסטר הראשון, לא הצלחנו למצוא מערכת מסחרית מוכנה לשימוש העונה על צרכינו, ולכן החלטנו להשתמש עם סוללות, אך לחזור ולבדוק את נושא תאי הדלק בסמסטר השני.

מבנה מערכת הסוללות :

בבואנו להעריך את דרישות המתח והזרם, עלינו לחשב מספר דברים :

1. ההספק הכולל הדרוש לשיוט (מצב מתמיד של כלי הטיס) – מורכב מההספק למנוע וההספק לשאר המערכות (מטע"ד, תקשורת, מחשב משימה).
2. הזרם והמתח הדרושים למנוע לשם פעולה (בהתאם לסל"ד הרצוי).
3. הזרם והמתח הנדרשים ע"י שאר הצרכנים במטוס.
4. השארת עודף הספק אפשרי מהסוללות לצורך תמרונים בהם נדרש הספק עודף (האצות, נסיקה , פניות).

לפי דרישות אלו נחשב את תצורת הסוללות הדרושה בהיבט של כמות סוללות ואופן חיבור- טורי, מקבילי.
ההספק הדרוש לשיוט בהתאם למקדם הגרר שהוערך, ולנצילות מנוע של 80% ונצילות מדחף של 70% הוא 695W . להספק זה יש להוסיף 40W נוספים הנצרכים ע"י שאר מערכות המטוס, ולכן ההספק הנצרך בשיוט הוא 735W.
הסוללות בהן בחרנו להשתמש הן תוצרת חברת AmiCell הישראלית. כל סוללה מספקת 3.7V , והיא בעלת קיבול אנרגיה של 27.4WH . בסמסטר הראשון לא ביצענו תכן מפורט של המדחף, ולכן הערכנו סל"ד של 5200. בנתון זה המנוע צריך מתח של 22.2V וזרם של 31A . הוספנו לדרישת הזרם 2.75A נוספים לשאר הצרכנים (בהתאם למפרטים הטכניים שלהם) וקיבלנו כי הזרם הנדרש ממערכת הסוללות הוא 33.75A . דרישת המתח הכתיבה כי יחוברו 6 סוללות בטור.
הסוללות בעלות מטען של 7.4AH ולכן, אם ברצוננו לקבל זמן שהיה של 3 שעות, נוכל לצרוך זרם של 2.25A מכל סוללה.
לקבלת הזרם הנדרש נחבר 15 קבוצות (בנות 6 סוללות) במקביל. כלומר צורת החיבור : 6s15p (15 קב' מחוברות במקביל, כאשר בכל אחת 6 סוללות מחוברות בטור). ההספק המרבי אותו ניתן לצרוך ממערכת ההספק הוא 1000W - כלומר ישנם 250W נוספים לצורך תמרון.
משקל הסוללות הכולל לשהייה של 3 שעות הוא 11.3 ק"ג . ניתן להשתמש בסוללות חלשות יותר , ותמורת חיסכון של 3 ק"ג במשקל נפסיד שעת שהייה. ע"מ להתקרב ליעד שהוגדר בדרישות הפרוייקט (5 שעות שהייה) החלטנו לבחור בתצורה המתאימה לשהייה הארוכה יותר.
בשלב זה ביצענו הערכה של האנרגיה הדרושה למשימה בת 3 שעות, ע"מ לוודא כי המערכת מסוגלת לספק אותה :

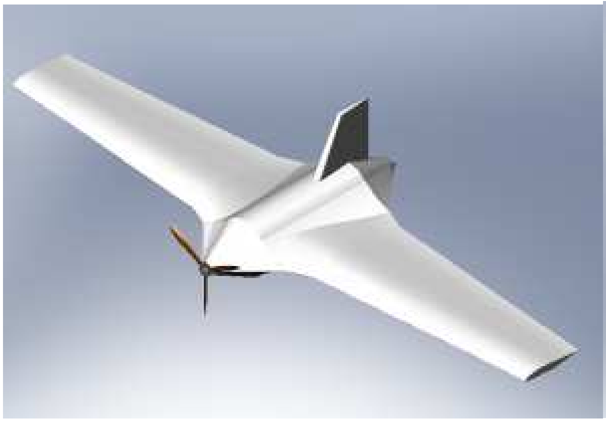
Action	Time (Hours	Watts	Wh
Ground testing	0.5	60	30
Climb	0.16	1000	160
Cruise	3	750	2250
		Total:	**2440**

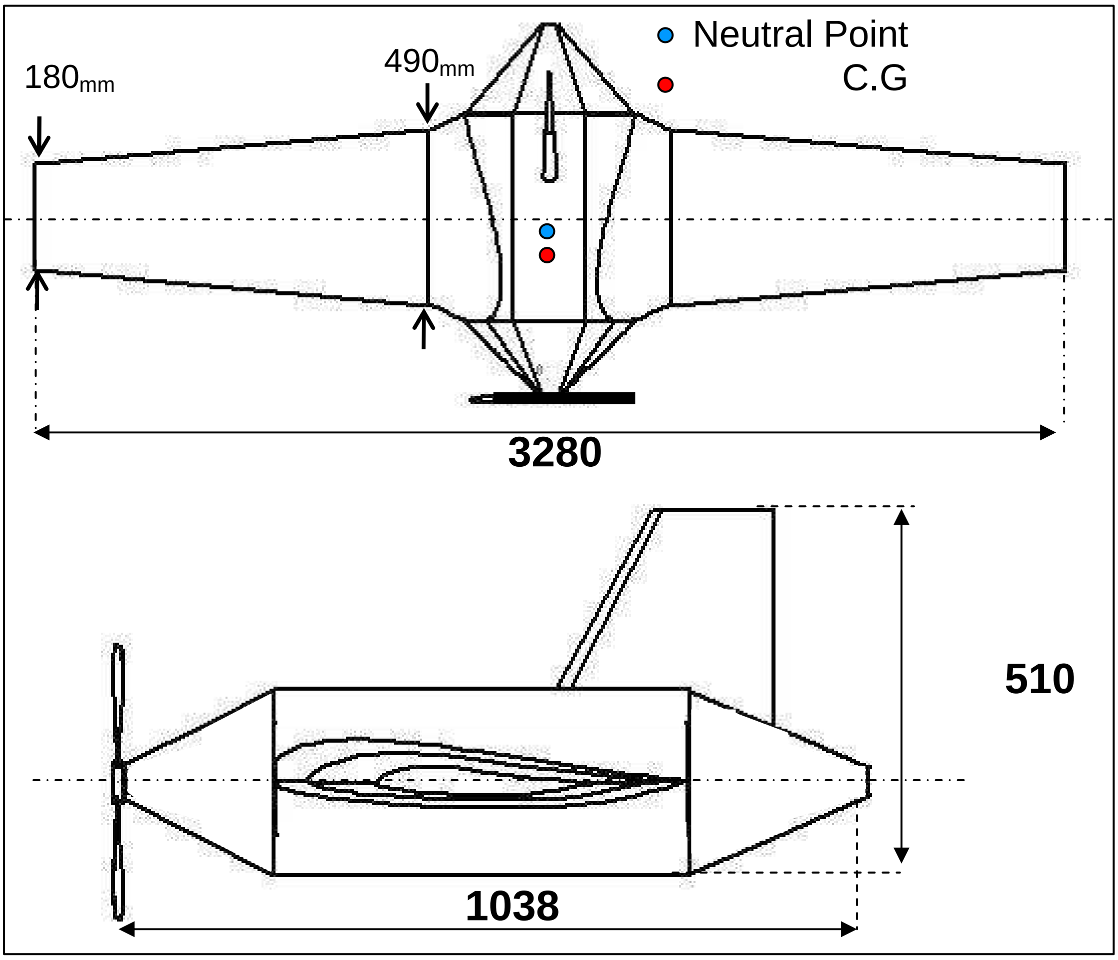
האנרגיה הכוללת אותה מסוגלת מערכת הסוללות לספק היא 2460WH ולכן אנו עומדים בדרישת האנרגיה, אם כי באופן גבולי מאד.

<u>גאומטריה גוף המזל"ט</u>

כיוון שהדרישה הייתה מזל"ט שקט אקוסטי ושח"מ נמוך אזי מבנה הכלי הושפע מדרישה זו, בנוסף בחרנו קונפיגורציה של כנף טסה. כפי שכבר הוסבר על מנת להוריד את הרעש האקוסטי מהפרופלור נאלצנו למקם אותו מקדימה. בנוגע לשח"מ (שטח חתך מכ"מ) עבדנו על פי הכללים המנחים של מטוסים חמקנים בעלי שח"מ נמוך שאותם נפרט בהמשך בפרק שח"מ. רצוננו היה שגוף המזל"ט יתחבר ברצף לכנפיים מבלי שיהיה מדרגה בולטת , גוף אחד ובלי הרבה חלקים שיוצאים ממנו. בסיומו של הסמסטר הראשון הגענו לקונפיגורציה הבא אשר לא הייתה מספיק טובה, כיוון שקווי הגוף לא היו מספיק חלקים והיו הרבה שבירות חדות שמעלות את הגרר ואת השח"מ בצורה ניכרת. לכן בסמסטר השני שיפרנו זאת.

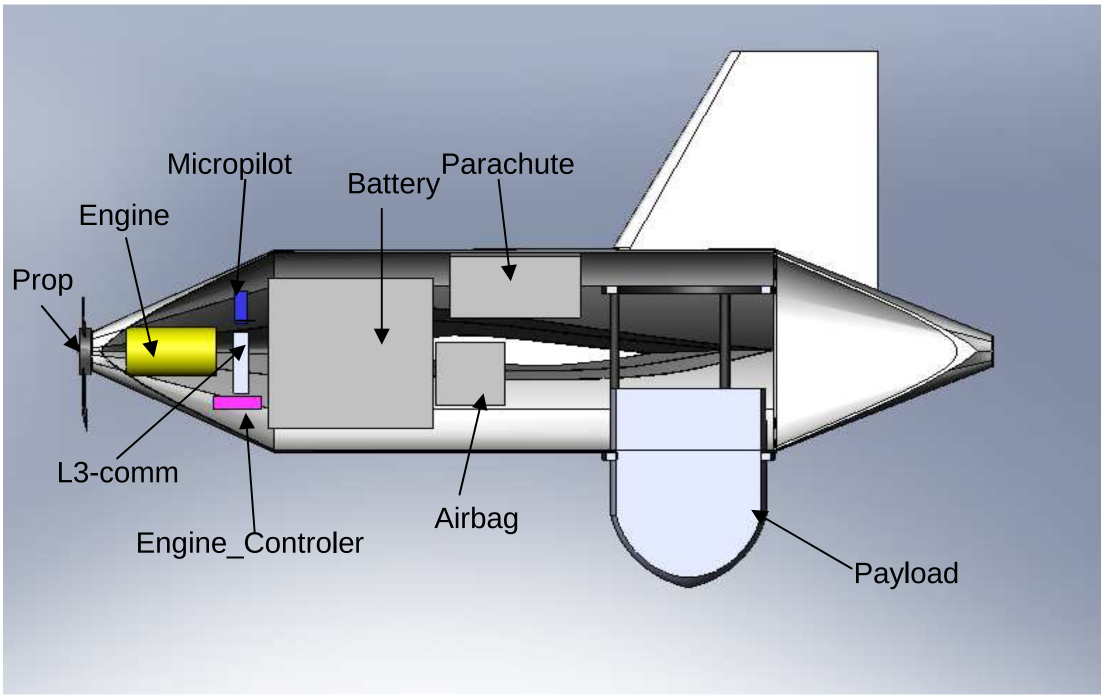
מבטים של הקונפיגורציה הראשונה:



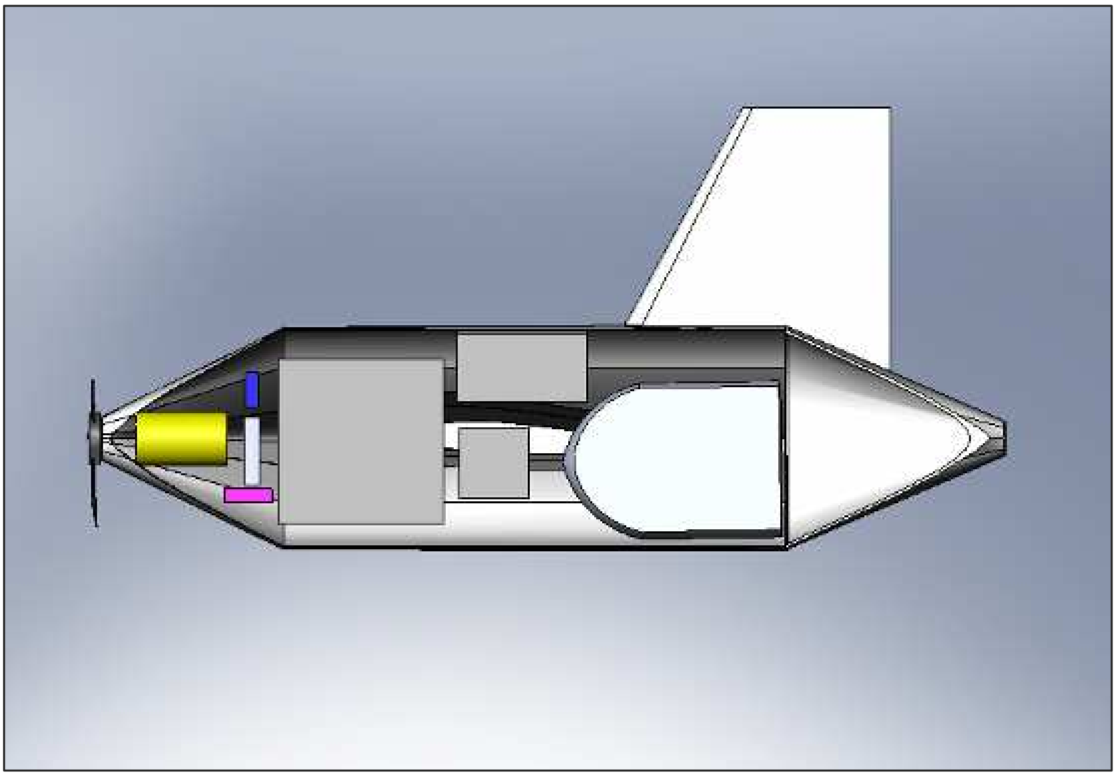


Layout ראשוני של המזל״ט:

לאחר שהיה לנו את גיאומטריה של מבנה המזל״ט הינו צריכים למקם את כל רכבי המזל״ט בתוך הכלי ולבדוק שמקבלים את מרכז הכובד לפני המרכז לחץ על מנת שיהיה לנו מרווח יציבות חיובי אשר נחוץ ליציבות של המזל״ט. באיור הבא ניתן לראות את הסידור בתוך הכלי כאשר המטע״ד פתוח:



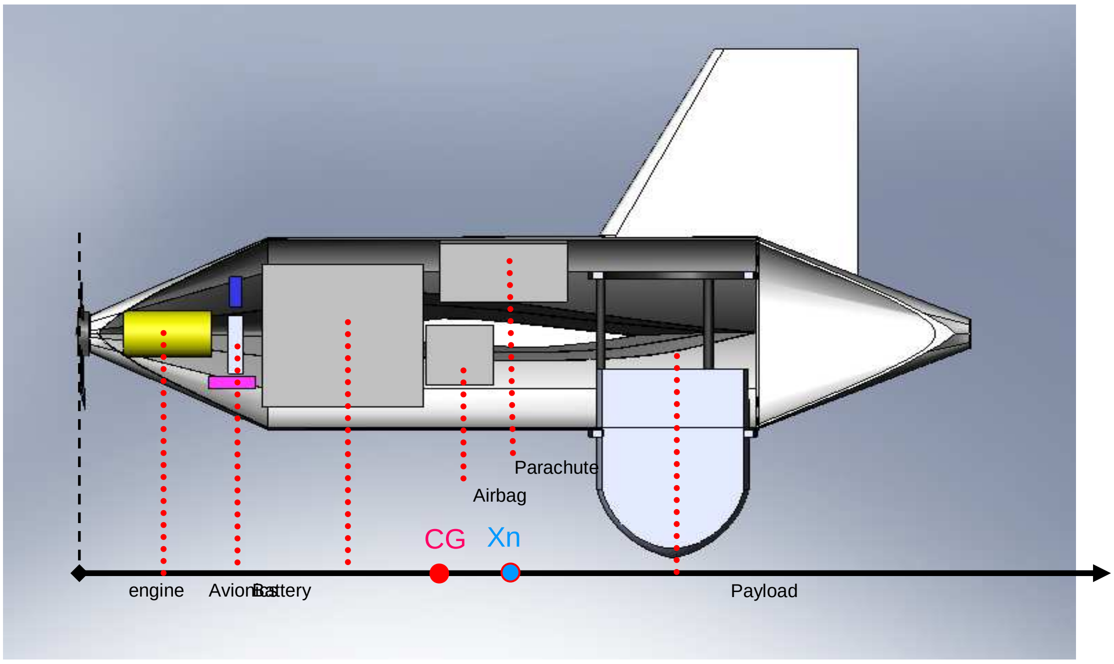
כאשר המטע"ד סגור:



הטבלה הבא מציגה את המשקל של כל רכיב ואת המרחק שלו מחרטום המזל"ט שזו היא נקודת הייחוס שלנו :

	Mass (kg)	Distance from nose (mm)	Mass*distance
Structure	6	570	3420
Engine	1	90	90
Avionics	0.8	150	120
Battery	11.3	295	3333.5
Parachute	0.6	490	294
Payload (EO Sensor)	3	755 *	2265
Airbag	0.3	454	136.2
total	23		

מרכז הכובד מתקבל במרחק של 420 מ"מ מאף המזל"ט. את החישוב עשינו כאשר המטע"ד פתוח.



תכן מתקדם (סמסטר שני)

במסגרת הסמסטר השני, התמקדנו בשיפור ותכן מפורט של מספר מערכות במטוס :

1. התצורה הגאומטרית.
2. קונספט מבנה הכנף.
3. מנגנון קיפול והוצאת המטע״ד.
4. סידור פנימי.
5. סידור פנימי עם תאי דלק.
6. שיגור והנצלה.
7. שח״מ.
8. בקרה ומשטחי ניהוג.
9. מעטפות טיסה.

בנוסף, תיכננו והוצאנו לפועל בניית דגם מנהרה בתהליך Rapid Prototype , לשם אימות החישובים.

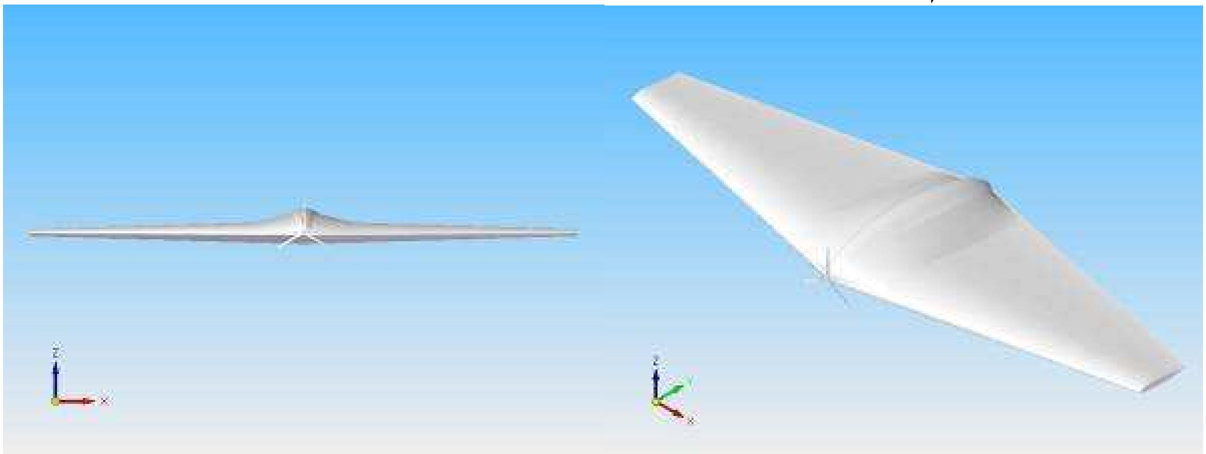
התכן הגאומטרי המשופר :

גאומטריה גוף המזל"ט:

בסמסטר השני שיפרנו את התצורה של הכלי על מנת שיעמוד בדרישות שקבענו. השינויים שביצענו הם :

1. הורדנו את מייצב הכיוון עקב גודלו ומשקלו הרב ובמקום זה נשתמש בספיליטרים על מנת להסתובב ובבקרה מתאימה.
2. הנמכנו את הגובה של הגוף המזל"ט(עד לגובה שהמטע"ד נכנס בתוך הגוף) כדי להוריד את הפרופיל שלו.
3. החלקנו את החיבור בין הגוף לכנפיים כך שזה יראה כגוף אחד חלק ללא מדרגות ופינות חדות.

באיורים הבאים ניתן לראות את הגיאומטריה החדשה והסופית של המזל"ט :



לאורך כל השיניים שביצענו הגיאומטריה של הכלי עד לתצורה הסופית לא שנינו את מוטת הכנפיים, אורך הכלי והמיתרים השורש ובקצה הכנף.

Scoop

נושא נוסף אליו התייחסנו בתכנון כלי הטיס הוא החום . כלי הטיס מכיל שני גורמים עיקריים אשר פולטים חום :

1. המנוע.

2. הסוללות.

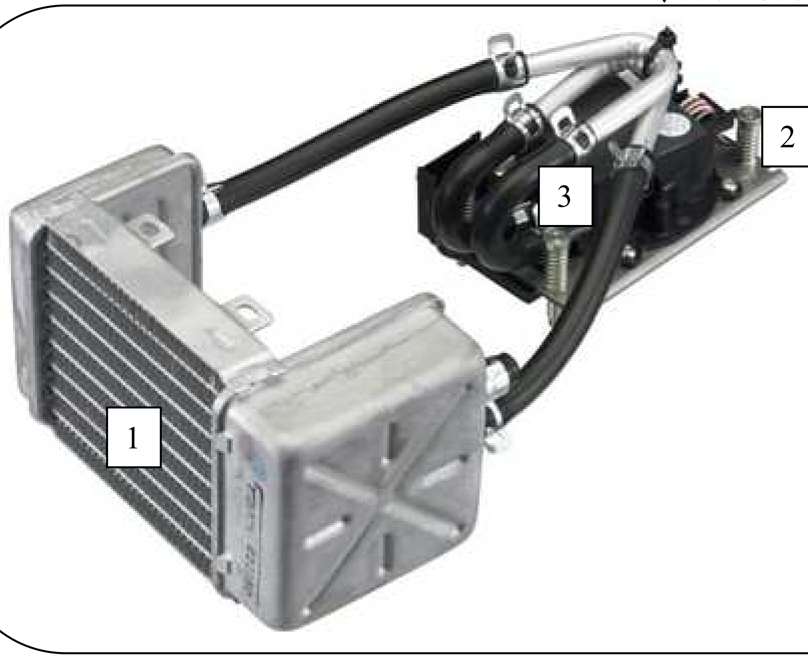
ישנם שני פתרונות קירור אפשריים :

א. קירור מים – רדיאטור , צנרת , משאבה וחיבורים להעברת החום מהמקורות למים.

ב. קירור אוויר .

קירור מים:

מערכת קירור מים היא מערכת המשתמשת במים (או נוזל ייעודי) לצורך הסעת החום מהמקורות אל הסביבה. אל מקורות החום מוצמד גוף דרכו זורמים המים, אשר סופגים את החום. בהמשך מוזרמים המים דרך רדיאטור המעביר את החום מהנוזל לסביבה. על סחרור המים אחראית משאבה (מכאנית או חשמלית).



__מקרא:__

1. רדיאטור.
2. בלוק (מוצמד למקור החום).
3. משאבה (חשמלית)

אפשרות קירור המים נפסלה משלוש סיבות .

א. משקל.

ב. אמינות.

ג. פליטת חום נמוכה.

<u>משקל:</u>

מערכת מבוססת מים כוללת רדיאטור (מתכתי) , צנרת, משאבה ,מתאמים לחיבור לגופים החמים. והמים עצמם. כל אלו מביאים לתוספת משקל משמעותית לכלי הטיס, אשר פוגעת בביצועים (תמרון, זמן שהיה) ומקטינה את הנפח הזמין בתוך כלי הטיס לצורך מיקום מערכות הכלי.

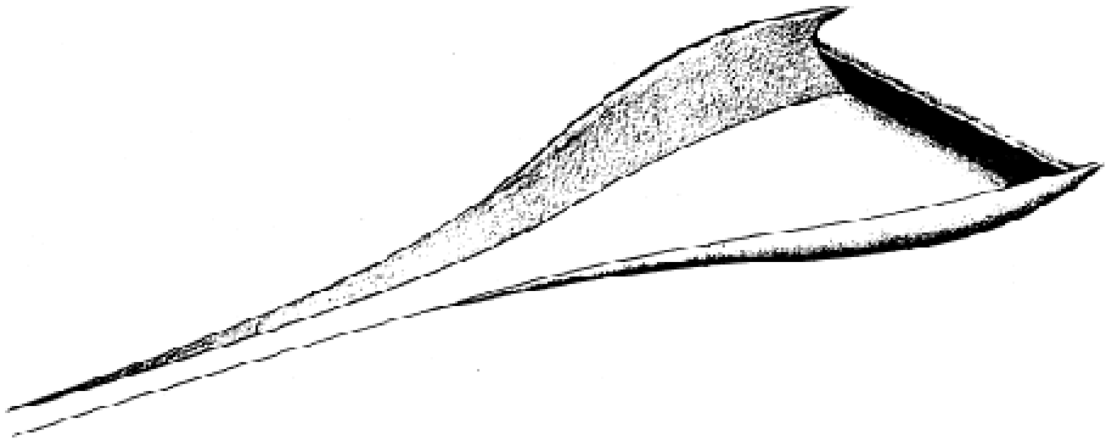
<u>אמינות:</u>

מע' קירור מים פגיעה לנזילות , אשר עשויות לפגוע במערכות החשמליות במטוס, ואף להצטבר בתוך כלי הטיס ולהפר את האיזון. בנוסף, נזילת מים עשוי להוביל להתחממות ולנזק בלתי הפיך לכלי הטיס. שימוש במערכת כזאת מוריד מאמינות כלי הטיס.

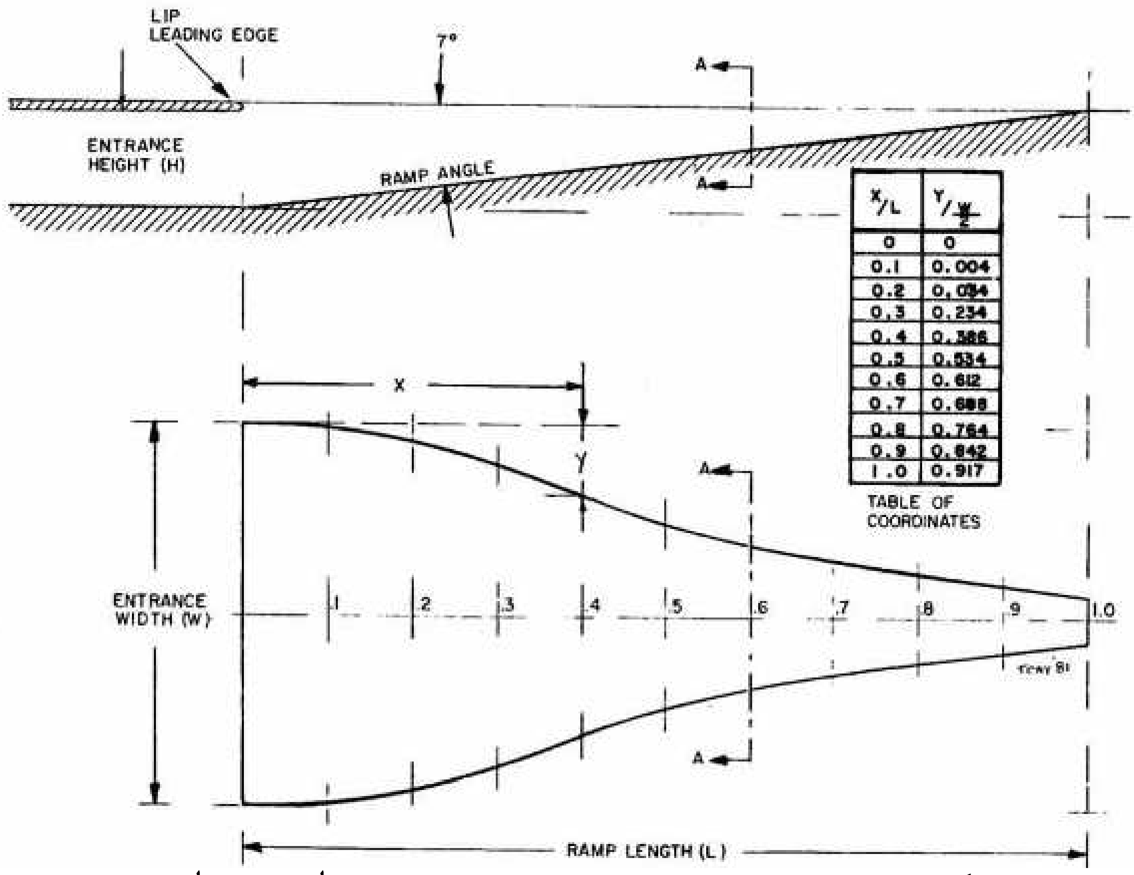
<u>פליטת חום נמוכה:</u>
כמויות החום הנפלטות הן לא גדולות . נצילות המנוע היא 80% ולכן הוא פולט (בשיא ההספק) כ 200W של חום. כמות חום זו אינה מצדיקה שימוש בקירור מים, ולכן נפסלה האפשרות לשימוש במערכת זו.

קירור אוויר:
מערכת קירור אוויר היא מערכת המבוססת על הסעת החום מהמקור ע"י הזרמת אוויר עליו. החום עובר מהמקור לאוויר ובכך מסולק. שיטה זו מחייבת מקור אוויר קר. בכלי טיס אין בעיה של זרימת אוויר, אך יש למצוא דרך להכניסו אל כלי הטיס מבלי לגרום להעלאה משמעותית של הגרר, ופגיעה בזרימה על המטוס.
לשם כך הונחינו לבחון את האפשרות להוסיף כונס אוויר לקירור.
כונס אוויר יוצא הפרעות בזרימה, ולכן יש לתכנן כונס אשר יפחית את ההפרעות למינימום.
כונס כזה תוכנן ע"י NACA בשנות החמישים תחת השם (NACA Duct (Scoop, ולכן החלטנו להשתמש בתכנון הקיים ולשלבו בכלי הטיס. לצורך התכנון נעזרנו במסמך המקורי של NACA המפרט את התכונות הגיאומטריות של מבנה הכונס.

<u>NACA SCOOP</u>

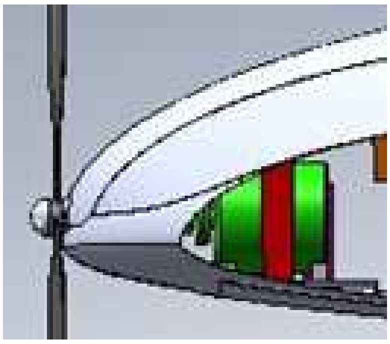


התכנית :



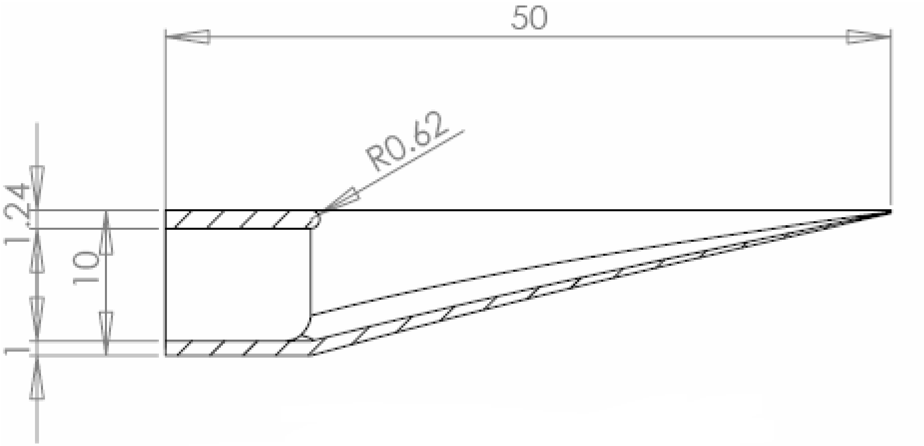
X/L	Y/(W/2)
0	0
0.1	0.004
0.2	0.034
0.3	0.234
0.4	0.386
0.5	0.534
0.6	0.612
0.7	0.688
0.8	0.764
0.9	0.842
1.0	0.917

גובה הכונס הוא 1 ס"מ ,מכיוון שגובה זה מאפשר זרימה ישירה על המנוע. לפי התכנית, רוחב הכונס הוא בין 3 ל 5 פעמים גובהו. בחרנו ביחס של 1:4 ולכן רוחב הכונס הוא 4 ס"מ. אורך הכונס לפי המפרט הוא פי 5 מגובהו , ולכן נקבע כ- 5 ס"מ.
ישם שני מיקומים אפשריים לכונס, ע"מ לאפשר הזרמת אוויר על המנוע : בחלקו העליון או בגחון המטוס. בחרנו למקם את הכונס בגחונו של המטוס מסיבות גיאומטריות : עקמומיות חופת המטוס אינה מאפשרת חיבור כונס בצורה בה האוויר יזרום על המנוע :



<u>מיקום הכונס בגחונן המטוס :</u> הכונס ממוקם כך שזרימת האוויר מופנית כלפי חלקו התחתון של המנוע :

<u>חתך של הכנוס במרכזו</u>



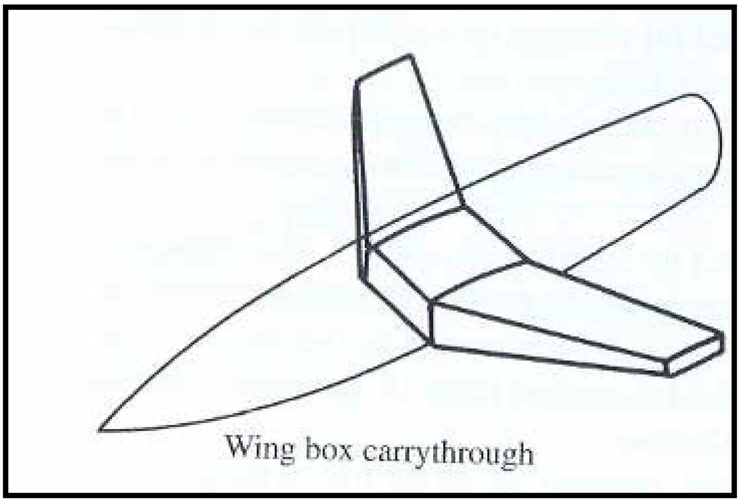
מיקומו של הכונס מבטיח זרימה מתמידה של אוויר קר על המנוע והסוללות. עקב חוסר זמן ומשאבים לא ביצענו מחקר מעמיק יותר ע״מ לבדוק האם ספיקת האוויר מהכונס הנבחר מספיקה ע״מ להתמודד עם החום הנפלט.

קונספט מבנה כנף :

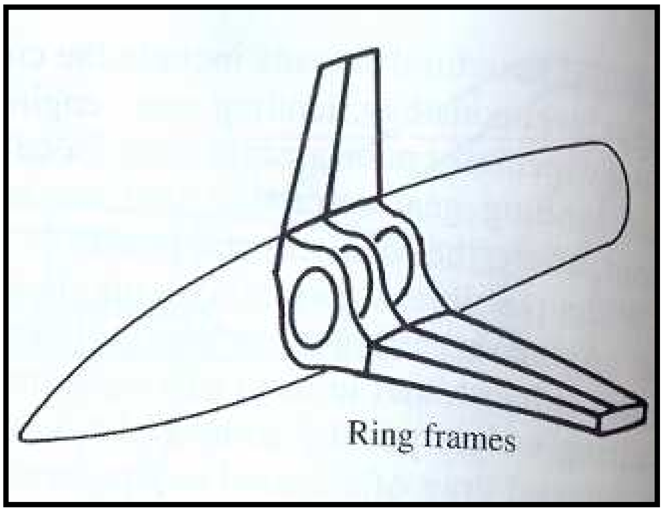
4 קונפיגורציות עיקריות קיימות לתכנון כללי של מבנה כנף :

1. קופסת פיתול – כנפיים המחוברות כחלק אחד ל״קופסא״ שלמה העוברת גם דרך גוף המטוס.
2. מסגרות טבעתיות – טבעות כבדות העשויות מתכת בד״כ המקיפות את גוף המטוס ומחזקות אותו. הטבעות מחוברות אל הכנפיים.
3. קורת כפיפה – ״פשרה״ בין שתי החלופות הראשונות – קורה ולא קופסא שלמה העוברת דרך הגוף ומחוברת בקצותיה אל שתי הכנפיים.
4. מסבך חיצוני לתמיכה – קורות המחוברות מחוץ לכנף (מתחתיה) לעמידות הכנף מפני מומנט הכפיפה הפועל עליה.

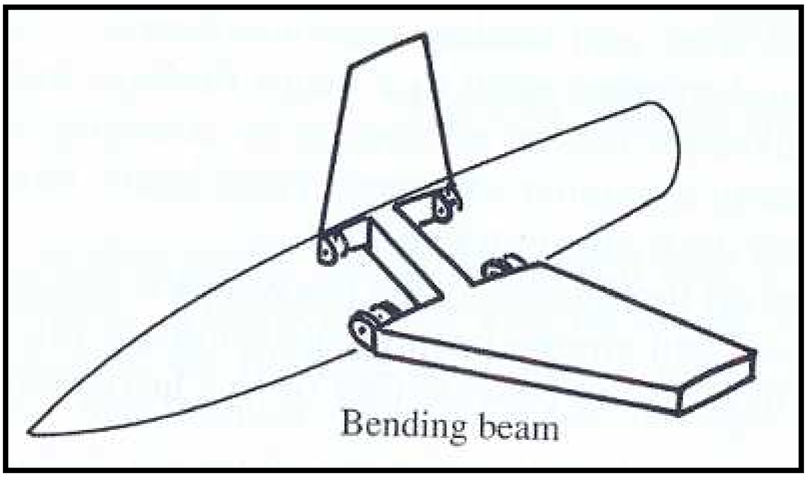
באיורים ניתן לראות את 4 החלופות :



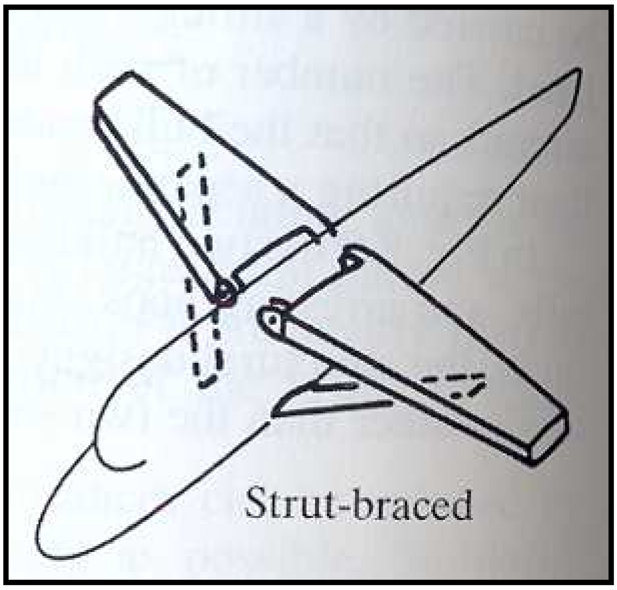
קופסת פיתול



מסגרת טבעתיות



קורת כפיפה



מסבך תמיכה חיצוני

בטבלה שלהלן מוצגים היתרונות והחסרונות העיקריים של כל אחת מן החלופות שלעיל, מבחינת מורכבות הייצור, עמידה בכוחות הפועלים על המבנה, ניצול נפח גוף המטוס וכד'.

קונפיגורציה	יתרונות	חסרונות
"קופסת פיתול"	גוף המטוס לא נתון לשום כוחות כפיפה הפועלים על הכנף, ומכאן הקטנת משקל גוף המטוס	דורש נפח גדול בתוך גוף המטוס
מסגרות טבעתיות	הפחתת גרר במהירויות גבוהות	קונפיגורציה כבדה מאוד
קורת כפיפה	• מומנט הכפיפה מועמס על הקורה העוברת דרך הגוף ומחוברת אל הכנפיים • דורש פחות נפח בגוף המטוס	קונפיגורציה פחות חזקה מהראשונה
מסבך תמיכה חיצוני	הקונפיגורציה הקלה ביותר	תשלום בגרר גבוה במהירויות גבוהות

עקרונות מנחים בבחירת תצורת הכנף הרצויה:

- כוחות כפיפה הפועלים על הכנף יוצרים מומנט כפיפה עצום בשורש הכנף, עובדה הדורשת תכנון כנף בעל מבנה חזק במיוחד
- שאיפה למבנה פשוט ככל הניתן
- דרישה למבנה בעל המשקל הנמוך ביותר שיאפשר עמידות בכוחות האווירודינמיים הפועלים על המטוס. עמידה באי חריגה מהמשקל שנקבע כמשקל מקסימלי למטוס.
- זמינות ותחזוקתיות – מטוסים בלתי מאוישים דורשים זמינות גדולה במיוחד לצרכים מבצעיים, זמינות המתאפשרת ע"י תחזוקה, חלקים הניתנים לפירוק פשוט, ומבנים אשר חלק אחד אינו תלוי בשני במידה של שבר, הרס וכד'.
- היות המטוס בלתי מאויש והחוסר בטייס או נוסעים, מאפשר העברת קורות או חלקי המבנה דרך גוף המטוס.

מהסיבות הללו נבחרה החלופה השלישית שהוצעה: ***"קורת כפיפה"***, קורה שתעבור דרך גוף המטוס ותהיה מחוברת לשורשי הכנפיים.

הקורה

נבחרה להיות בעלת חתך טבעתי (עגולה וחלולה) מסיבה עיקרית של פשטות הייצור.

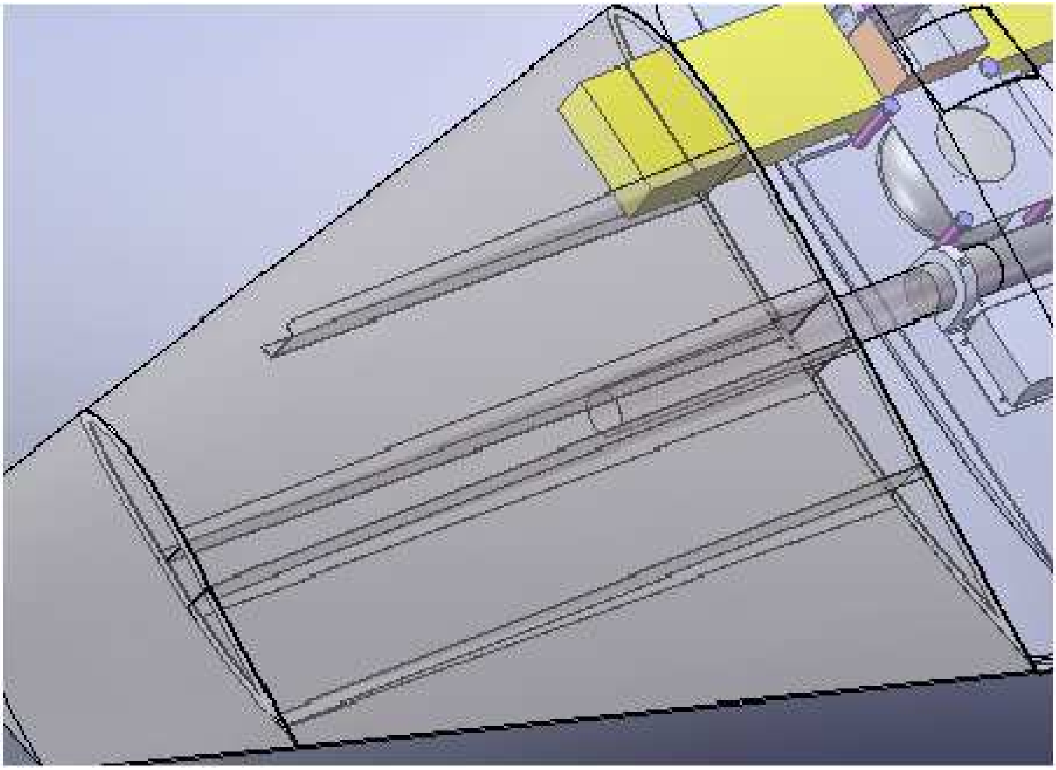
הקורה מעוגנת לסקין הכנף ע"י "קורות c" שאורכן 1m – כ70% מאורך הכנף.

הקורה מורכבת משלושה חלקים:

- קורה העוברת דרך גוף המטוס
- שתי קורות (0.35m) המושחלות בתוך קורת הגוף, "פולשות" לתוכה כמספר סנטימטרים ונמשכות לאורך של כ-20% מאורך הכנפיים.

הקוטר החיצוני של קורת הגוף נבחר משיקולים הקשורים בסידור הפנימי של רכיבי המטוס. לאחר מספר איטרציות והתחשבות במיקום מרכז הכובד והרכיבים האחרים, הוחלט על העברת הקורה בין מצנח ההנצלה והמטע"ד. מסידור זה נקבע קוטרה החיצוני של הקורה להיות 55mm.

באיור הבא ניתן לראות את הסידור הסופי של הקורה העגולה וקורות ה-c בתוך הכנף:



הקורה

נבחרה להיות בעלת חתך טבעתי (עגולה וחלולה) מסיבה עיקרית של פשטות הייצור.

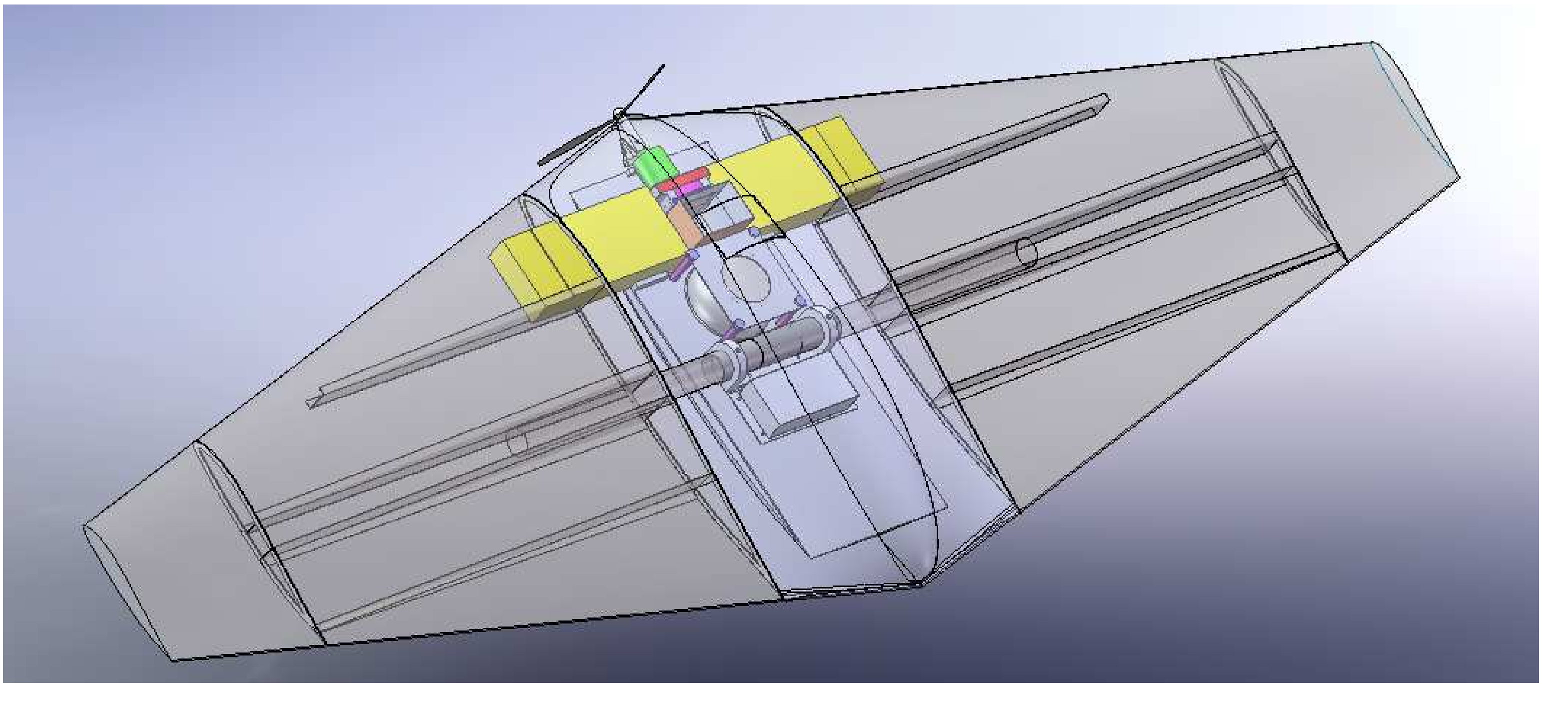
הקורה מעוגנת לסקין הכנף ע"י "קורות c" שאורכן 1m – כ70% מאורך הכנף.

הקורה מורכבת משלושה חלקים:

- קורה העוברת דרך גוף המטוס
- שתי קורות (0.35m) המושחלות בתוך קורת הגוף, "פולשות" לתוכה כמספר סנטימטרים ונמשכות לאורך של כ-20% מאורך הכנפיים.

הקוטר החיצוני של קורת הגוף נבחר משיקולים הקשורים בסידור הפנימי של רכיבי המטוס. לאחר מספר איטרציות והתחשבות במיקום מרכז הכובד והרכיבים האחרים, הוחלט על העברת הקורה בין מצנח ההנצלה והמטע"ד. מסידור זה נקבע קוטרה החיצוני של הקורה להיות 55mm.

באיור הבא ניתן לראות את הסידור הסופי של הקורה העגולה וקורות ה-c בתוך הכנף



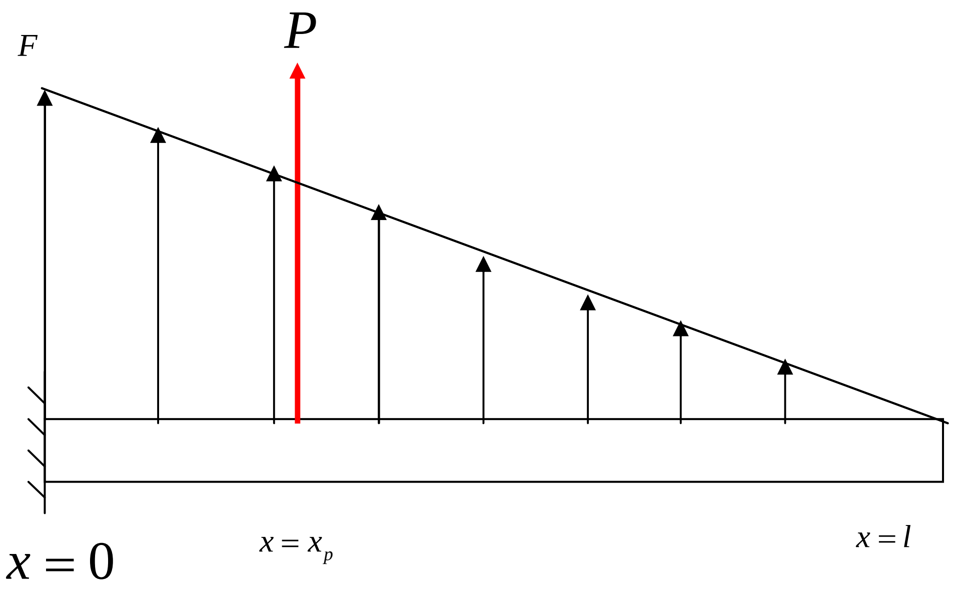
חישוב עובי הקורה הדרוש

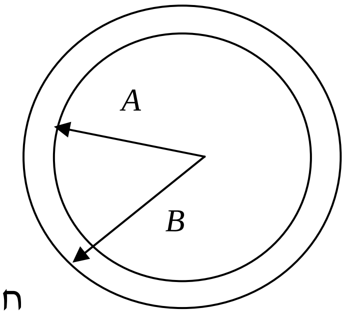
עובי הקורה הדרוש חושב מתוך שיקולי עמידות המבנה לעומסים הפועלים על הכנפיים במצב קיצוני של ספרת עומס 2. כלי הטיס אינו נועד לתמרון אלא למשימות שיוט ולכן ספרת עומס n=2 היא הנחה סבירה.

$$L = nW = n_{\max} \cdot 23kg \cdot g\left[\frac{m}{\sec^2}\right] = 2 \cdot 23 \cdot 9.8 = 450.08N$$

ידוע כי פילוג עילוי על מוטת כנף הוא פרבולי (מקסימלי בשורשי הכנף) ולכן ניתן להתייחס אל הכנף בקירוב כקורה רתומה עם כוח מפולג משולש (איור 00).
עובי הקורה הדרוש חושב לעמידה במומנט הכפיפה המקסימלי הפועל על הקורה.

איור 00 : כנף מקורבת לקורה רתומה עם פילוג עילוי משולש





חתך הקורה

B הוא הרדיוס החיצוני של הקורה ושווה ל- $B = 55mm/2 = 27.5mm = 0.0275m$

A הוא הרדיוס הפנימי שייקבע ע"פ עובי הקורה הדרוש לעמידה במומנט הכפיפה.

אורך הכנף: $l=\frac{b}{2}=3280mm/2=1.64m$

כוח מרוכז: $P=\frac{L_{\max}}{2}=225.04N$

מקום פעולת הכוח המרוכז (עבור פילוג עילוי לינארי): $X_{p(\,for\,linear\,lift\,distribution)}=\frac{l}{3}=0.55m$

מומנט אינרציה עבור חתך טבעתי: $I=\frac{\pi}{4}(B^4-A^4)=\frac{\pi}{4}(5.72\cdot10^{-7}-A^4)m^4$

מאמץ הכפיפה המקסימלי מתקבל בשורש הכנף וערכו:

$$\sigma_{z_{\max}}=\frac{M_{\max}y}{I}=\frac{124N\cdot m\cdot0.0275m}{\frac{\pi}{4}(5.72x10^{-7}-A^4)m^4}=\frac{4.3}{(5.72x10^{-7}-A^4)}\frac{N}{m^2}=\frac{4.3\cdot10^{-5}}{(5.72x10^{-7}-A^4)}\frac{kg}{mm^2}$$

עובי הקורה הדרוש (נגזר מA) תלוי כמובן במאמץ הכניעה של החומר ממנו עשויה הקורה.

שתי חלופות נבדקו: קורת אלומיניום וקורת פלדה.

	קורת אלומיניום	**קורת פלדה**
צפיפות	$2700\cdot10^{-9}\,{kg}/{mm^3}$	$7800\cdot10^{-9}\,{kg}/{mm^3}$
מאמץ כניעה	$\sigma_{yield}=70Mpa=700\,{kg}/{mm^2}$	$\sigma_{yield}=250Mpa=2500\frac{kg}{mm^2}$
רדיוס פנימי המתקבל	$A=26.73mm$	$A=27.3mm$
עובי הקורה המתקבל	$B-A=0.77mm$	$B-A=0.2mm\rightarrow0.8mm^{*}$
נפח הקורה	$\pi l(B^2-A^2)=4.76x10^{-5}m^3$	$\pi l(B^2-A^2)=4.76^{-5}m^3$
מסת הקורה	$4.76x10^{-5}m^3\cdot2700\frac{kg}{m^3}=0.13kg$	$4.76^{-5}m^3\cdot7800\frac{kg}{m^3}=0.37kg$

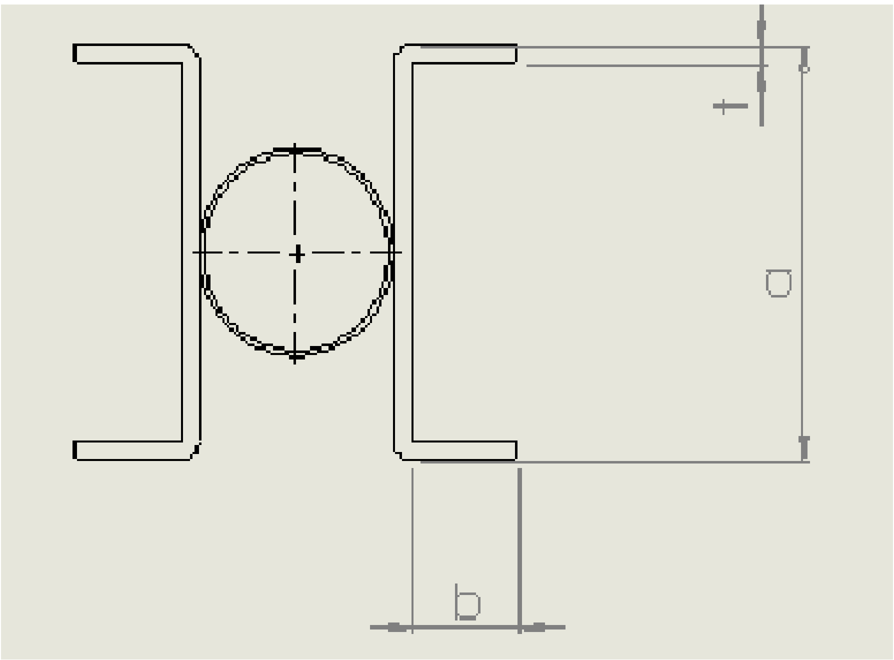
כפי שכבר הוזכר, תוספת המשקל של רכיבים במטוס היווה שיקול מכריע בבחירת חלופות שונות בשלבים שונים בפרויקט, על-מנת שלא לחרוג ממשקל היעד שנקבע.
גם כאן, **נבחרה קורת אלומיניום** בגלל המשקל הקטן יותר של הקורה.

* עובי קורה מינימלי שנהוג לייצר הוא 0.8mm ולכן עובי קורת הפלדה עוגל ל0.8

חישוב עובי קורות ה – c

לחישוב עובי הקורות הדרוש ומשקלן חושב מומנט הכפיפה המתפתח לאורך הכנף. נבדק כי אכן מאמץ הכניעה של החומר ממנו עשויה הקורה גדול מהמאמץ המקסימלי המתפתח.

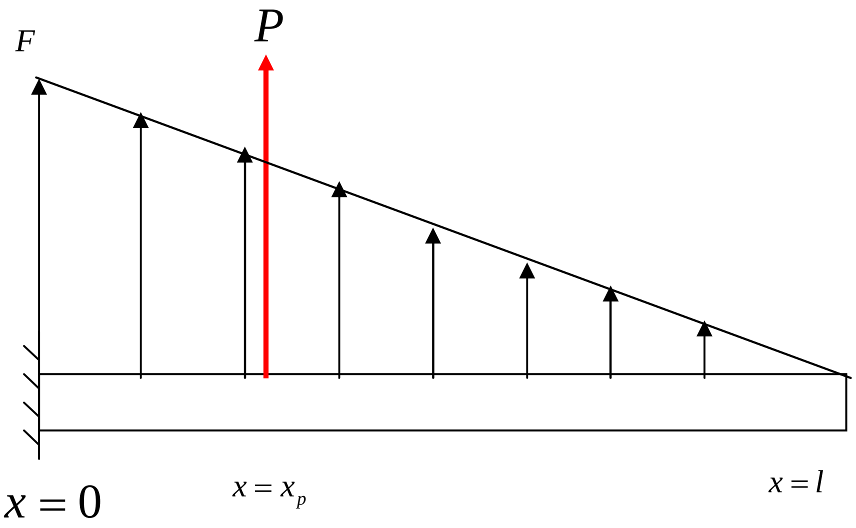
באיור 00 ניתן לראות את חתך קורות ה-c המחוברות לקורה העגולה.



חתך קורות ה-c

החישובים בוצעו תחת ההנחות הבאות:

- הכנף מקורבת לקורה רתומה עם פילוג עילוי ליניארי
- פרופיל הכנף הולך וקטן ככל שמתרחקים משורש הכנף – גובה הקורות (a) קטן באופן ליניארי לאורך הכנף
- רוחב ה"פלנגיים" (b) קבוע לאורך הכנף ושווה ל-10mm
- המרחק בין שתי הקורות ושווה ל – 55mm – קוטר הקורה העגולה.



הכוח הפועל בשורש הכנף:

$$\frac{F \cdot l}{2} = P$$

$$F = \frac{2P}{l}$$

פילוג העילוי לאורך הקורה:

$$(0, F)\ (l, 0)$$

$$m = -\frac{F}{l} = -\frac{2P}{l^2}$$

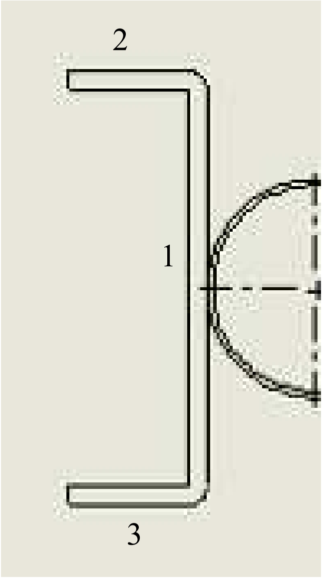
$$f(x) - 0 = -\frac{2P}{l^2}(x - l)$$

$$f(x) = -\frac{2P}{l^2}x + \frac{2P}{l}$$

מהלך מומנטים לאורך הקורה:

$$M(x) = -\frac{P}{3l^2}x^3 + \frac{P}{l}x^2 - Px + \frac{Pl}{3}$$

מומנט האינרציה של הקורות (שטיינר):



$$I = \bar{I} + d^2 A$$

$$I = 2(I_1 + I_2 + I_3)$$

$$I_2 = I_3$$

$$I = 2I_1 + 4I_2$$

$$I_1 = \frac{(a-2t)t^3}{12} \qquad I_2 = \frac{tb^3}{12} + (\frac{a-t}{2})^2 bt$$

$$I = \frac{(a-2t)t^3}{6} + \frac{tb^3}{3} + (a-t)^2 bt$$

גובה הקורות a(x) תחת הנחת הלינאריות:

$$x = 0 : a = 110mm$$

$$x = l : a = 30mm$$

$$m = -\frac{80}{l}$$

$$a(x) = -\frac{80}{l}x + 110$$

מתקבל מאמץ הכפיפה בחתכים לאורך הקורה התלוי ב-x:

$$\sigma(x) = \frac{M(x)y(x)}{I(x)}$$

כאשר y(x) – גובה מרכז החתך קטן גם כן לינארית :

$$x = 0 : y = 55mm$$

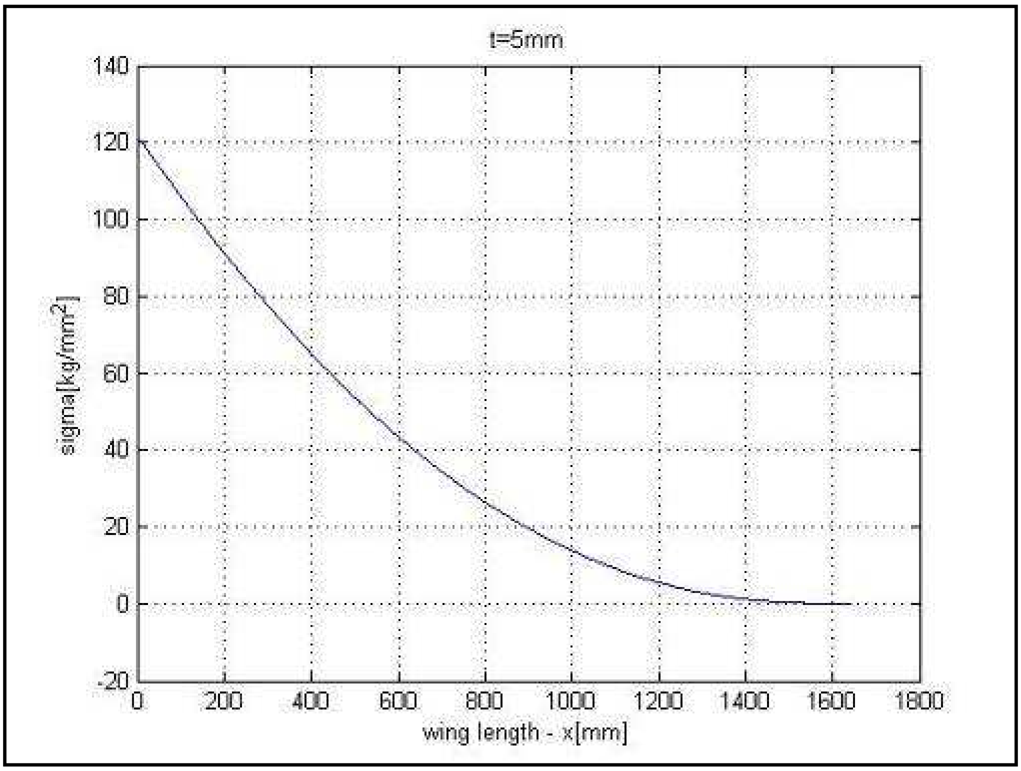
$$x = l : y = 15mm$$

$$m = -\frac{40}{l}$$

$$y(x) = -\frac{40}{l}x + 55$$

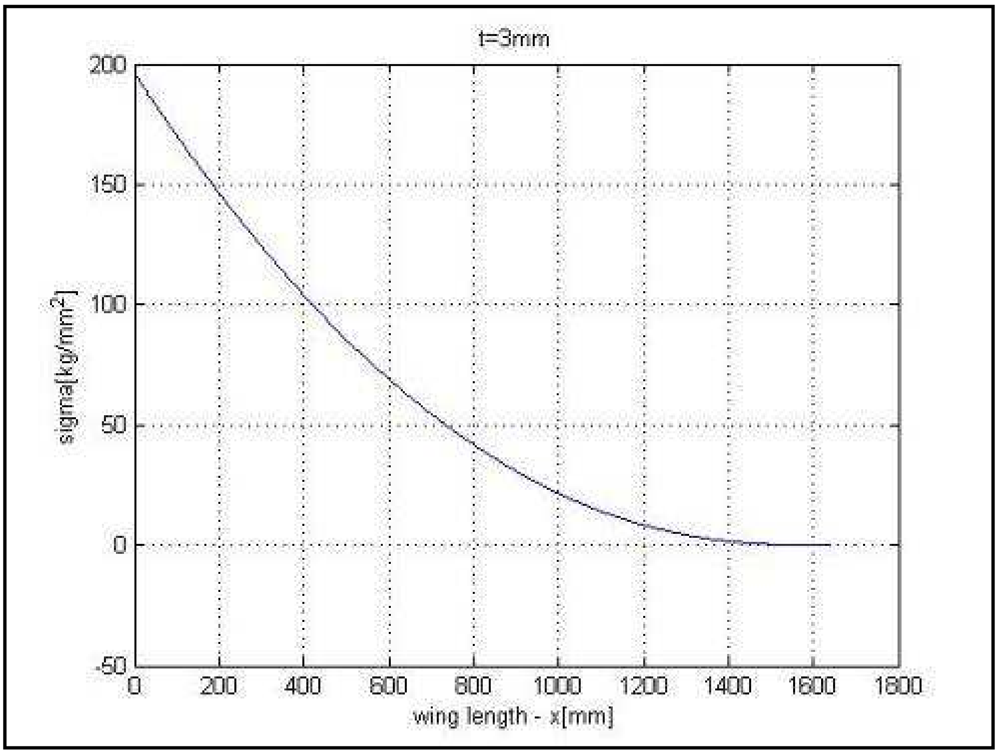
בעזרת תוכנת מטלב (נספח 00) בוצעו מספר איטרציות לחישוב מאמץ הכניעה המתפתח בחתך כתלות ב-x עבור עוביי קורה שונים :

כאיטרציה ראשונה נבדק מאמץ הכניעה עבור עובי קורה של t=5mm :



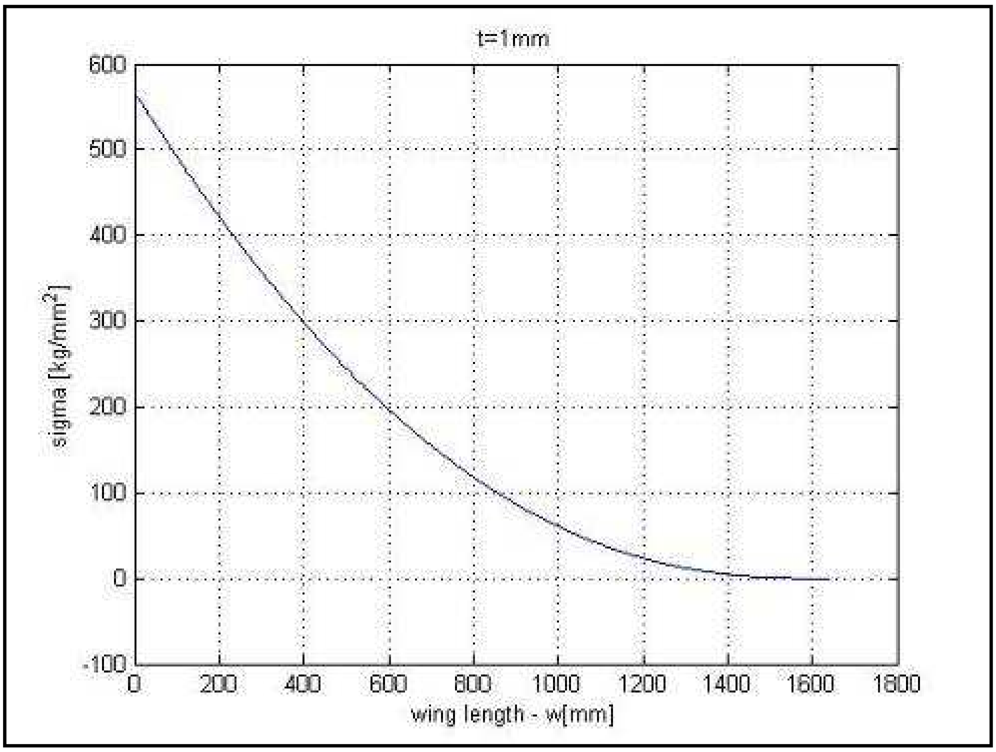
מאמץ הכניעה בחתך כתלות במרחק משורש הכנף עבור עובי קורה של 5mm

באיטרציה מספר 2 נבדק עובי קורה של 3mm :



מאמץ הכניעה בחתך כתלות במרחק משורש הכנף עבור עובי קורה של 3mm

ובאיטרציה האחרונה נבדק עובי קורה של 1mm :



מאמץ הכניעה בחתך כתלות במרחק משורש הכנף עבור עובי קורה של 1mm

כפי שניתן היה לצפות, מאמץ הכפיפה המקסימלי התפתח בשורש הכנף, שם מומנט הכפיפה הוא מקסימלי.

ניתן לראות שבקורות העבות ביותר מאמץ הכפיפה המקסימלי שהתקבל הוא $120\frac{kg}{mm^2}$, בקורות שעוביין 3mm התפתח כצפוי מאמץ כפיפה מקסימלי גדול יותר שערכו כמעט $200\frac{kg}{mm^2}$.

בקורות הדקות ביותר מאמץ הכפיפה המקסימלי היה בערך $550\frac{kg}{mm^2}$.

שני חומרים נבדקו לייצור הקורות:

1. אלומיניום
2. חומר מרוכב – פחמן אפוקסי

תכונות החומרים:

	אלומיניום	פחמן-אפוקסי
מאמץ הכניעה	$\sigma_{yield=}700kg/mm^2$	$\sigma_{yield=}6000kg/mm^2$
צפיפות החומר	$\rho_{al}=2730\,{kg}/{m^3}$	$\rho_{comp}=1600\,{kg}/{m^3}$

ניתן לראות ששני החומרים עומדים במאמצי הכפיפה המקסימליים המתפתחים בחתך הקורה, גם עבור עובי של 1mm.
לכן החומר שנבחר הוא החומר המרוכב שצפיפותו קטנה משמעותית מצפיפות האלומיניום ולכן משקל הקורות העשויות מהחומר המרוכב יהיה קטן יותר.

חישוב משקל "קורות הC" העשויות פחמן-אפוקסי
שטח חתך קורה אחת:

$$A=at+2t(b-t)$$

$$A=(\frac{-80}{l}x+110)t+2t(b-t)$$

$$t=1mm \qquad b=10mm$$

$$A(x)=-\frac{80}{l}x+128$$

נפח הקורה:

$$V=\int_0^l A(x)dx=88\cdot l[mm^3]=88\cdot l\cdot 10^{-9}[m^3]=8.8\cdot 10^{-5}[m^3]$$

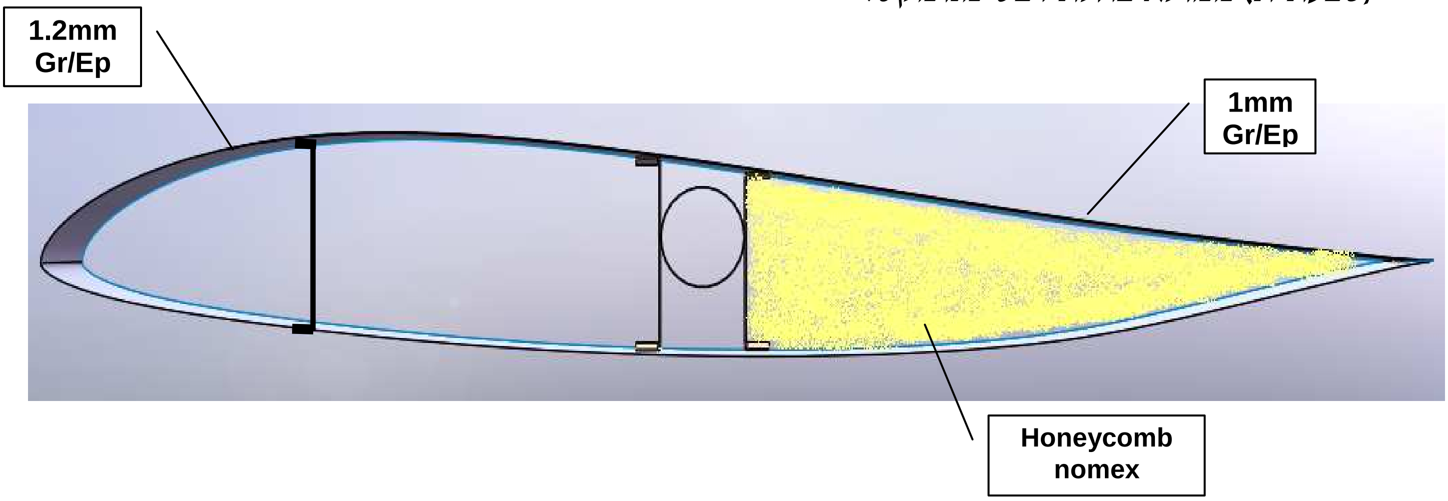
מסת הקורה:

$$m=\rho_{composite}\cdot V=1600\frac{kg}{m^3}\cdot 8.8\cdot 10^{-5}\,m^3=0.14kg$$

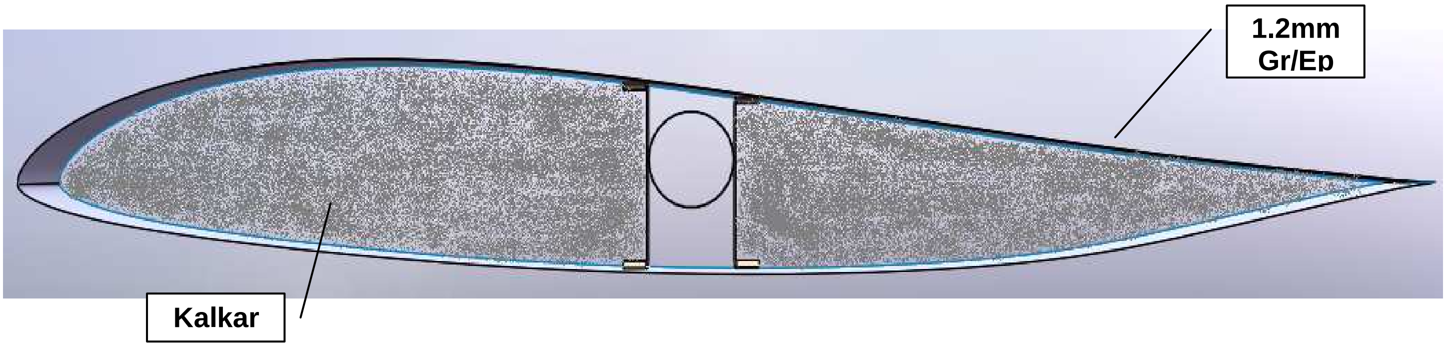
הנושא האחרון שנידון בתכן הכנף היה אופן **מילוי הכנף**.
גם כאן עמדו בפנינו מספר חלופות:

1. מעטפת הכנף עשויה 1mm גרפית אפוקסי וחלל הכנף ממולא בחלת דבש מנומקס

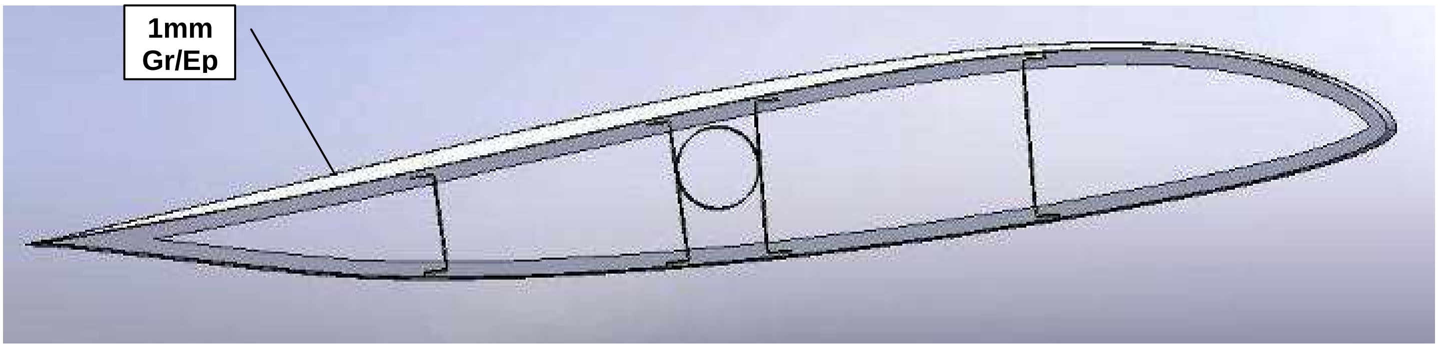
2. מעטפת הכנף עשויה 1mm גרפית אפוקסי בחלקה האחורי ו1.2mm בחלקה הקדמי. קורת c נוספת בחלקה הקדמי של הכנף (באיזור מרכז הלחץ). חלל הכנף שמאחורי הקורה העיקרית (טבעתית) ממולא בחלת דבש מנומקס.



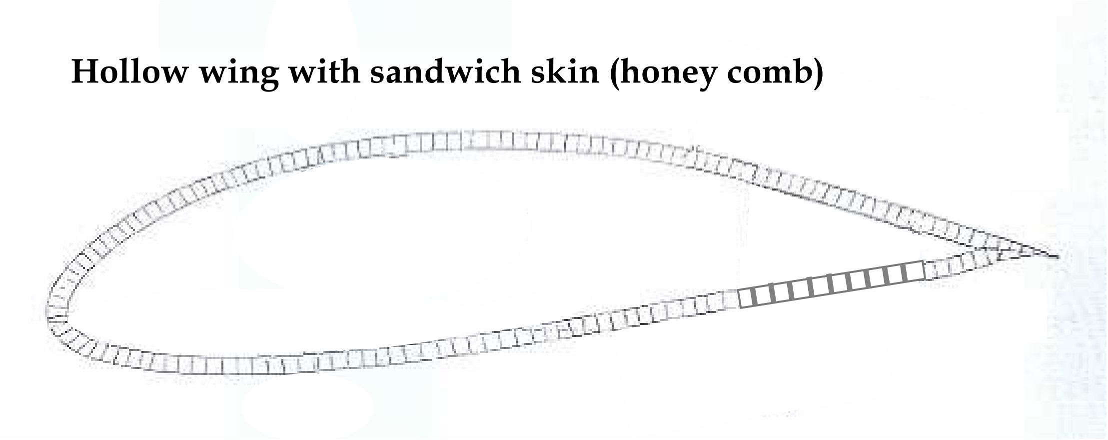
3. מעטפת הכנף עשויה 1.2mm גרפית אפוקסי כולו. בכנף עוברת רק קורת הכפיפה. חלל הכנף מלא כולו בקלקר.



4. כנף ללא מילוי בעלת מעטפת עשויה גרפית אפוקסי בעובי 1mm. שתי קורות c נוספות : אחת מאחורי קורת הכפיפה ואחת לפניה.



5. אופציה נוספת שנשקלה הייתה כנף חלולה לגמרי, עם מעטפת חזקה יותר העשויה חלת דבש. אופציה זו נפסלה מיד עקב מורכבות הייצור של מבנה מסוג זה.



לצורך בחירת אופן מילוי הכנף נעשתה השוואה בין תוספת המשקל של כל קונפיגורציה לכלי הטיס.

	חלופה 1	חלופה 2	חלופה 3	חלופה 4
מסת המעטפת (ק"ג)	0.75	0.83	0.95	0.75
מסת הקורות (ק"ג)	0.41	0.55	0.41	0.69
מסת הקצף (ק"ג)	1.08	0.54	0.72	0
סה"כ	2.16	1.8	1.95	1.44

גם כאן נבחרה החלופה הקלה ביותר. החלופה שנבחרה הייתה החלופה ללא מילוי, עם הקורה המרכזית – קורת הכפיפה המעוגנת לשתי קורות ה-c, ושתי קורות נוספות באחורי ובקדמת הכנף. אופציה זו התבררה כבעלת המשקל הקטן ביותר, ושוב, על-מנת שלא לחרוג ממשקל היעד שנקבע ל-23 ק"ג זאת החלופה שנבחרה.

כפי שניתן לראות באיור 00, נוספו למבנה הכנף שתי טבעות נוספות בצורת פרופיל הכנף, אחת במקום בו חוברות הכנפיים לגוף, ואחת בקצה קורות ה-c. הטבעת אשר נמצאת בשורש הכנף "פולשת" במספר מילימטרים אל תוך הגוף, לעזור במניעת פיתול, לחיזוק חיבור הכנפיים אל הגוף, ולשמירה על צורת מעטפת הכנף.

לסיכום

משימת תכנון מבנה הכנף הייתה מבוססת על שאלות של משקל הכנף מול חוזק המבנה. הכנף הינה החלק שנושא את מרבית כוחות העילוי הפועלים על המטוס.

בעיית מאמץ הכפיפה הפועל על הכנף והמומנט העצום המתפתח בשורש הכנף נפתרה בעיקר באמצעות קורת הכפיפה הטבעתית שהועברה דרך הגוף והכנף, והנושאת את מרבית מומנטי הכפיפה.

קורות ה-c מהוות חיבור של הקורה המרכזית אל מעטפת הכנף, וכן מונעות את פיתול הכנף סביב הקורה העגולה.

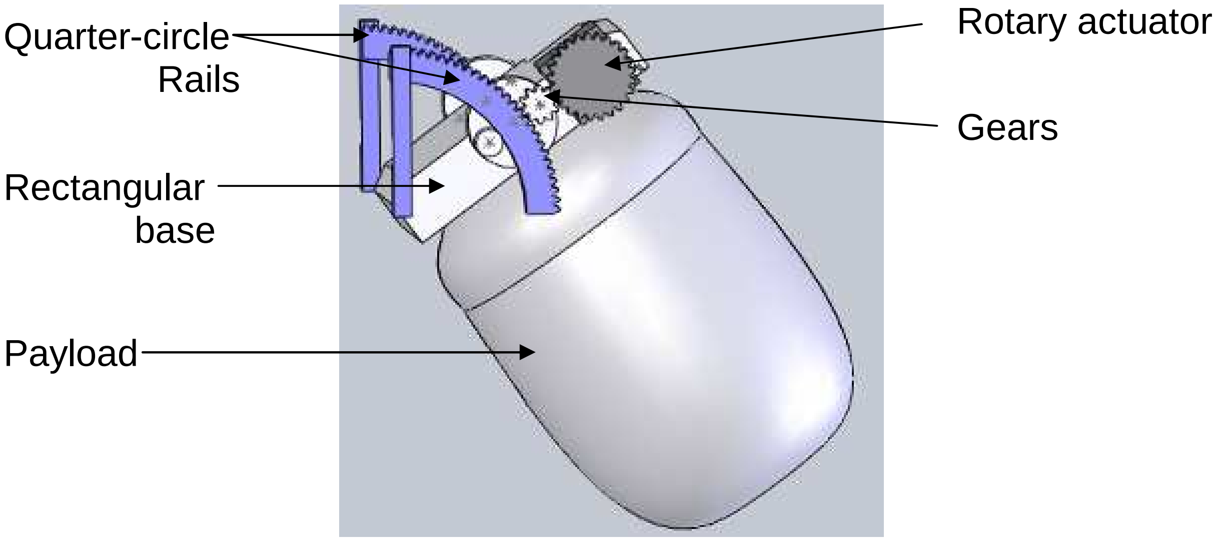
קורות ה-c הקדמית והאחורית שנוספו לבסוף, וכן הטבעות בצורת הפרופיל, נועדו גם כן למניעת פיתול הכנף, וכן לשמירה על צורת מעטפת הכנף.

המטרה העיקרית של תכן הכנף הייתה השגת מבנה חזק שיעמוד בעומסים ובכוחות האווירודינמיים הפועלים על המטוס, במשקל המינימלי האפשרי.

תהליך בחירת מנגנון הוצאה וקיפול המטע״ד :

האיטרציה הראשונה:

תאור כללי:
המטע״ד מורכב על בסיס מלבני, שנע בעזרת גלגלי שיניים על שתי מסילות בצורת רבע מעגל. תנועת המט״ד נעשית ע״י מפעיל סיבובי שנע על אותו המסילות. המפעיל צריך להיות מספיק חזק כדי להניע את המטע״ד והבסיס (סה״כ 3 ק״ג) בכל מצבי טיסה, כלומר גם כאשר הכטב״מ מתמרן.
דלת מחליקה אוטמת את גוף המטוס במצבים שבהם המטע״ד מקובל או פתוח. מפעיל סיבובי יותר קטן מניע את הדלת בעזרת גלגלי שיניים.



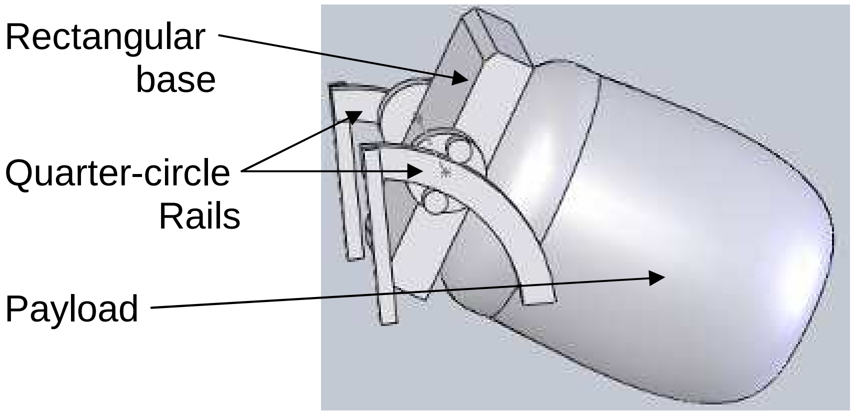
יתרונות:
-ביצועים מאוד טובים.
-רב שימושי.
חסרון:
המנגנון הינו מאוד כבד. אכן שתי המפעילים, וגלגלי השיניים שוקלים הרבה. ניתן לראות את פירוט משקלי המרכיבים בטבלה הבאה :

Part	Mass [kg]
Base	0.953
Sliding door	0.507
Rails	0.232
Main Rotary Actuator	0.4
Gears	0.1
Tiny Rotary Actuator	0.2
Total estimation	**2.3**

האיטרציה השנייה:

תאור כללי:
המטע״ד מורכב על בסיס מלבני, שנע על שתי מסילות בצורת רבע מעגל. תנועת המט״ד נעשית ע״י מערכת קפיצים ומרסנים, שמאפשרת קיפול בלבד. הכטב״ם ימריא עם המט״ד החוצה, ויקפל אותו בסוף הצילום, בעזרת האנדגיה הנאגרת בקפיץ.
דלת מחליקה אוטמת את גוף המטוס במצבים שבהם המטע״ד מקובל או פתוח. מפעיל סיבובי קטן מניע את הדלת פעם אחת, על מנת לסגור את גוף הכטב״מ אחרי קיפול המטע״ד

.



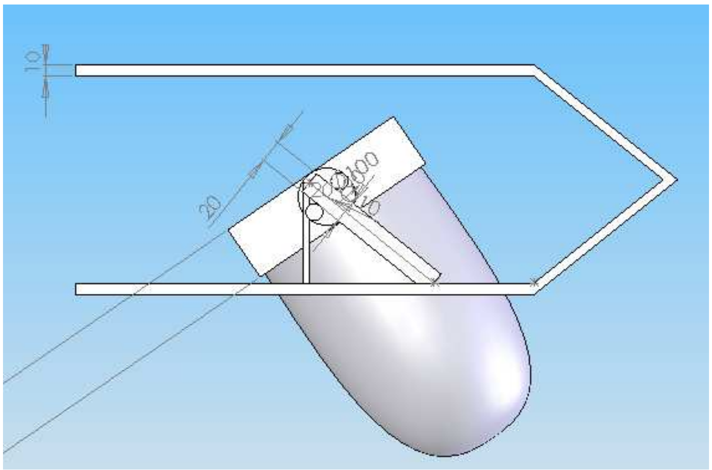
יתרונות:
-יותר קל, מכייון שהורדנו את משקל המפעיל הגדול, וגלגלי השיניים.
חסרונות
-מאפשר קיפול בלבד, כלומר מכריח אותנו
- לטוס עם המטע"ד שבולט מגוף המטוס עד סוף הצילום.
- לצלם פעם אחת בכל טיסה.
-למרות השיפור, עדיין כבד מידי. . ניתן לראות את פירוט משקלי המרכיבים בטבלה הבאה:

Part	Mass [kg]
Base	0.847
Sliding door	0.507
Rails	0.210
Tiny Rotary Actuator	0.2
Total estimation	**1.7**
Weight improvement	**0.6**

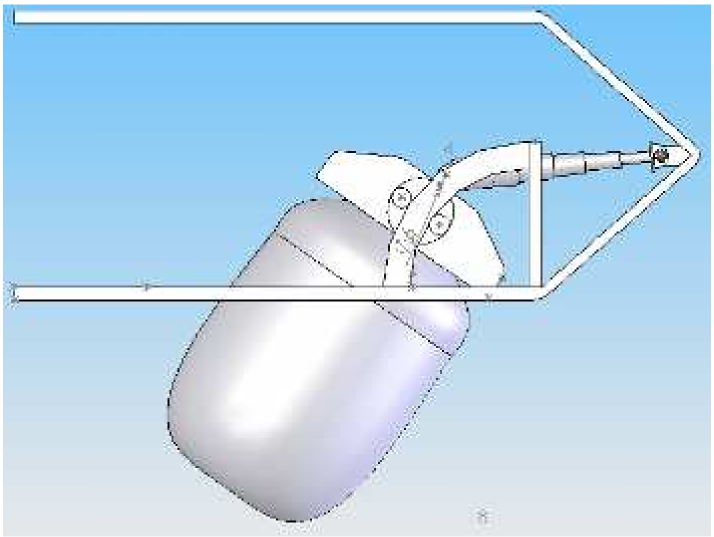
האיטרציה השלישית (והאחרונה):

תאור כללי:
לא יהיה מנגנון, המטע"ד יבלוט החוצה לאורך כל הטיסה.
יתרונות:
-מאוד יותר קל.
חסרונות:
- המטע"ד יבלוט החוצה לאורך כל הטיסה, כלומר יגרום להפרעות אווירודינמיות (גרר, ניתוקי זרימה....)
-נצטרך להנחית את הכטב"מ על הגב, על מנת להגן על המטע"ד.

התהליך בתמונות:
השרטוט הראשון:

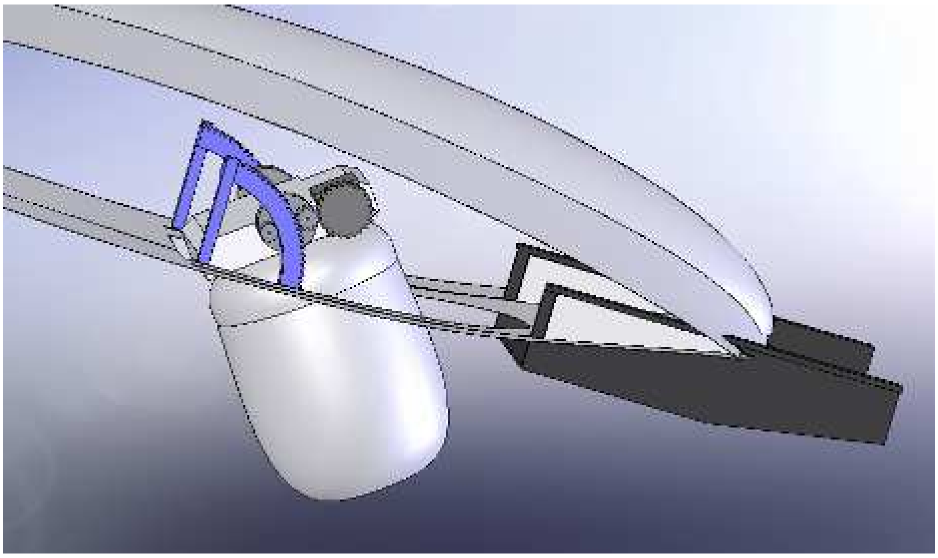


"איטרציית 0"

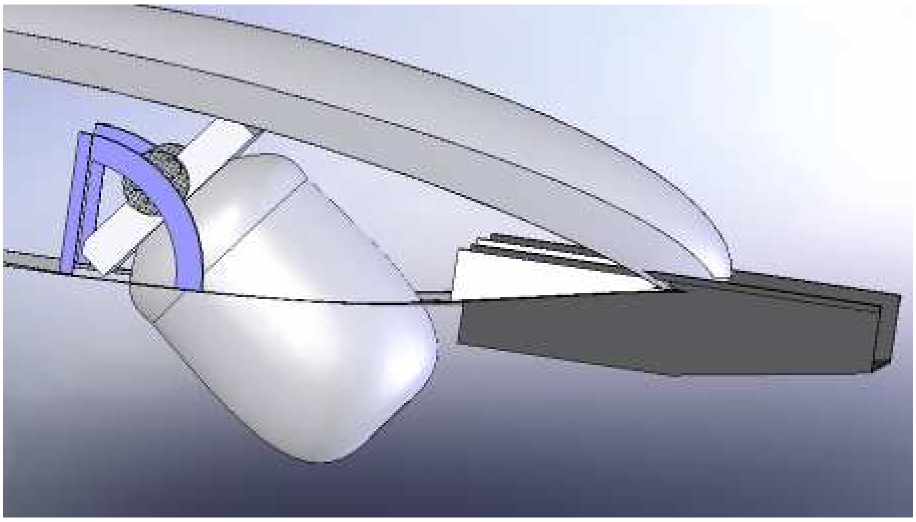


איטרצייה זו נכשלה מראש, כי היא דרשה מפעיל קווי עם התארכות גדולה מדי.

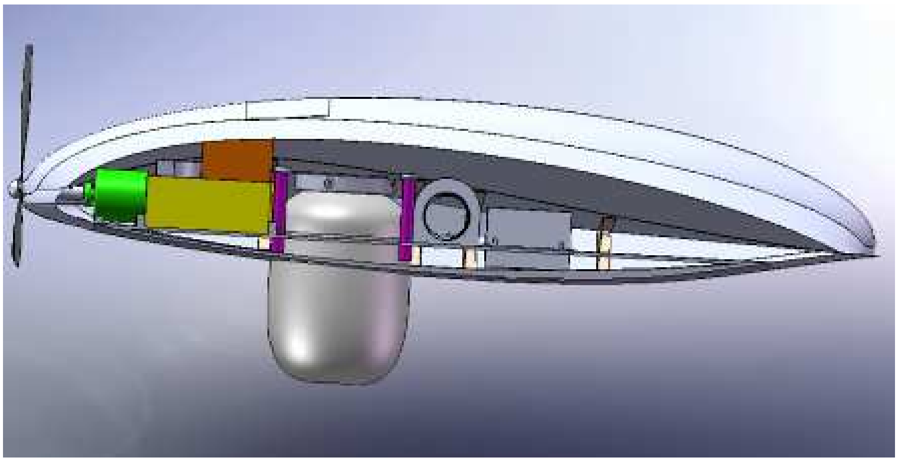
איטרציה ראשונה:

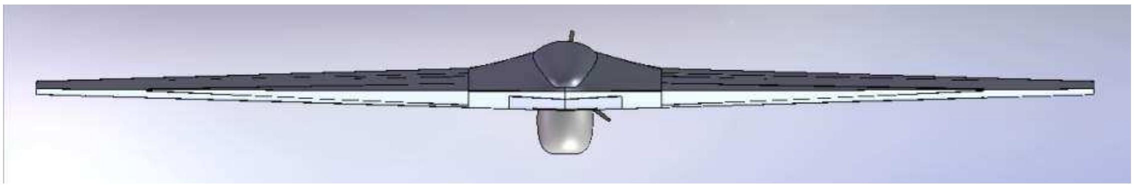


איטרציה שנייה:



איטרציה אחרונה:

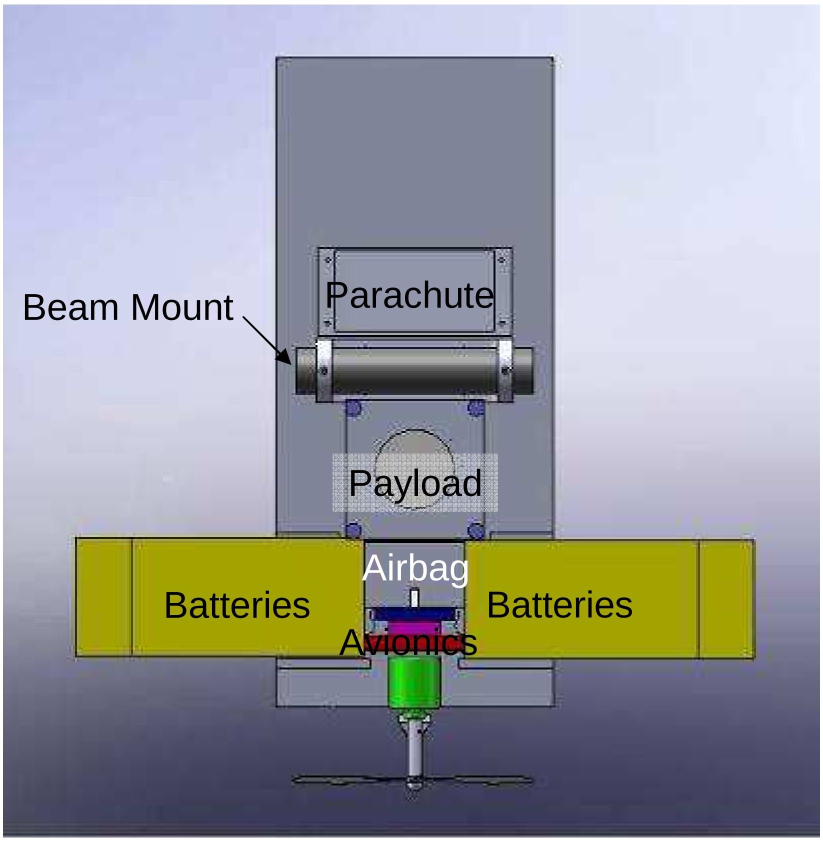


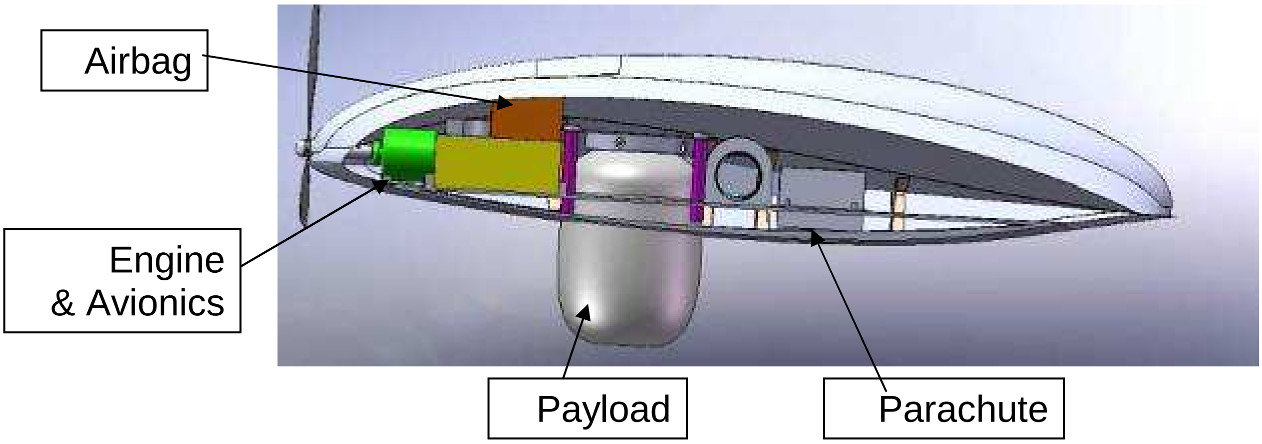


<u>סידור פנימי (שימוש בסוללות)</u> :

לאחר ניסויי המנהרה שביצענו, התברר שהיינו חייבים לקדם את מרכז הכובד על מנת לשמור על מרווח יציבות.
על מנת לעשות זאת, חילקנו את הסוללות לשני גושים, וקידמנו אותן כך שהן מונחות משני צידי האוויוניקה וכרית האוויר, יותר לכיוון קצוות הכנפיים.

הסידור הפנימי:

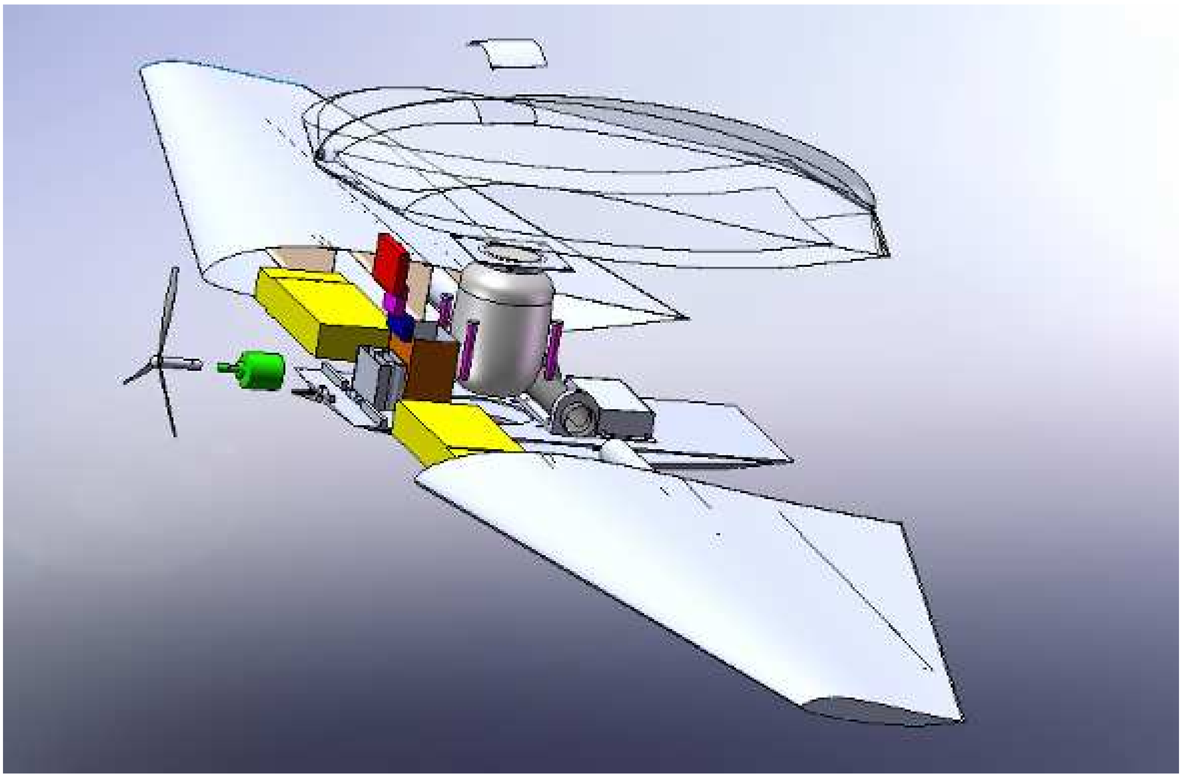




טבלת משקלים וחישוב מרכז הכובד:

	X (m)	Mass (Kg)	X*Mass
Engine	**0.100**	**0.652**	**0.065**
Avionics	**0.144**	**0.4**	**0.058**
Air Bag	**0.251**	**0.45**	**0.113**
Batteries	**0.251**	**9.8**	**2.460**
Beam	**0.370**	**0.242**	**0.090**
Payload	**0.350**	**3**	**1.989**
Parachute	**0.6**	**1**	**0.483**
Wings	**0.278**	**2.5**	**0.694**
Fuselage	**0.455**	**4**	**1.82**
Contingency	**0.407**	**1**	**0.407**
		CG	**335**
Total Mass		**23.044**	

כלומר, מרכז הכובד נמצא 335 מ"מ מהחרטום.



סידור עם תאי דלק :

מערכת תאי הדלק אותה בחנו הינה מערכת Horizon 1000H . המערכת מורכבת מהחלקים הבאים :

1. יחידת תאי הדלק (Stack).

2. מיכל לחץ וצנרת לחץ גבוה.

3. מארז (הכולל מאוורר ומערכת וויסות המתח).

נתוני המערכת הם כמפורט :

Type of fuel cell	PEM
Number of cells	64
Rated power	1000W
Performance	36V @30A
DC voltage	13V
Purging valve voltage	12V
Blower voltage	12V
Reactants	Hydrogen and Air
External temperature	5 to 35°C
Max stack temperature	65°C
Composition	99.99%dry H2
H2 Pressure	4.5-6.5 PSI=0.5 atm
Flow rate at rated output	**14 l/min**
Humidification	self-humidified
Cooling	Air (integrated cooling fan)
Weight (with fan & casing)	5500 (grams)
Dimensions	315mm x 92mm x 210mm
Start up time	Immediate
Efficiency of stack	45% @ 36V

מימדי יחידת התאים הם כמימדי מערכת הסוללות אותה בחרנו , ולכן אין קושי לבצע את ההחלפה, ולמקם את יחידת התאים והמארז במקומן של הסוללות. הנקודה הבעייתית במערכת היא מיכל הלחץ.

לאחר בחירת המערכת, ניגשנו לחשב את כמות המימן הדרושה לשהייה של 5 שעות . לפני נתוני המערכת, הצריכה הינה 14 (l/min), בלחץ של 0.5atm . לפיכך, למשימה בת 5 שעות נזדקק ל 2500L . נדחוס אותם בלחץ גבוה (700bar) ונקבל מיכל בנפח 5liter . כעת ניגשנו לחשב את מימדי המיכל.

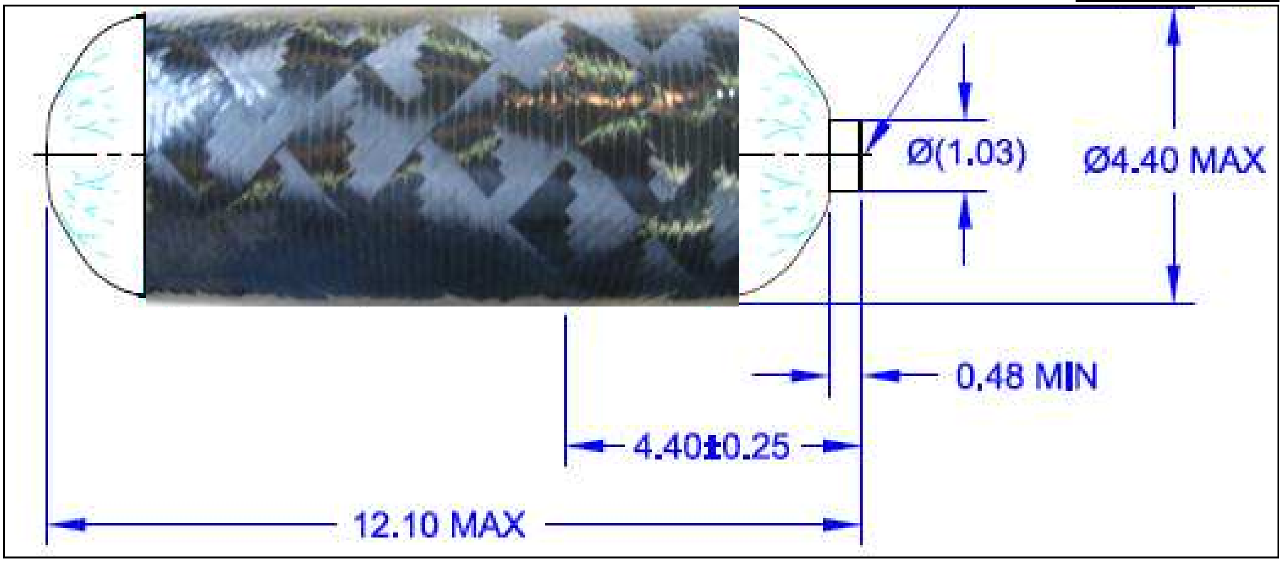
החישוב בוצע תחת שני אילוצים :

1. לחץ עבודה של 700bar .

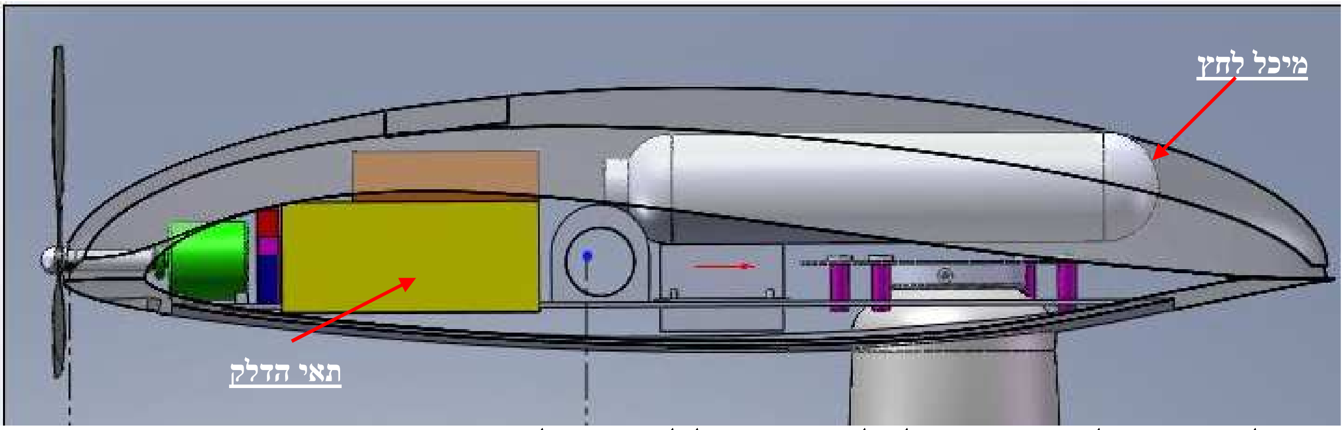
2. קוטר מרבי של 12cm – מגבלת המקום הפני בכלי הטיס.

לרשותנו עמדו נתוני מיכל לחץ קיים , קטן במקצת מהמיכל הדרוש, אך לא רחוק.ביצענו הערכה לגודל ומשקל המיכל לפי המיכל הנתון, והגענו למיכל בקוטר 12cm ובאורך 50cm , השוקל 4Kg. המיכל בנוי מליבת אלומיניום, וסביבה ליפופים של סיבי פחמן, על מנת לספק את החוזק הנדרש. המימן במיכל נמצא בלחץ של 700Bar.

<u>מיכל הדוגמא</u> :



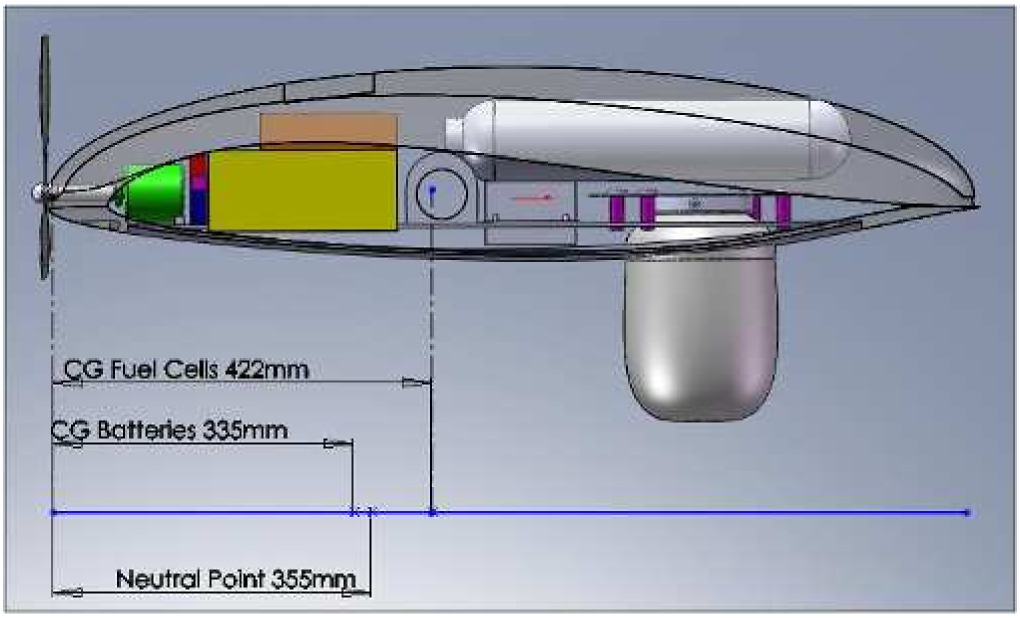
המיקום היחידי האפשרי למיכל הנתון הוא בחלקו האחורי של כלי הטיס :



המיכל יימצא בחלקו האחורי של כלי הטיס, מעל למטע״ד ולמצנח.

תזוזת מרכז הכובד :

בתמונה הבאה ניתן לראות את ההבדל במיקום מרכז הכובד בין תצורת הסוללות לתצורת תאי הדלק :



בעקבות מיקום המיכל, מרכז הכובד של כלי הטיס זז לאחור, וכעת ממוקם 42.2cm מקדמת המטוס.

הנקי הנייטרלית נמצאת 35.5cm מקדמת המטוס, ולכן המטוס אינו יציב סטטית. ניתן לפתור זאת ע"י שינויים גיאומטריים בכנפיים, אך מאחר ואת דגם המנהרה בנינו לפי הגיאומטריה הקיימת, החלטנו לא לערוך שינויים, ולוותר על השימוש בתאי הדלק.

<u>הארכת זמן השהיה</u>

בסמסטר השני הונחינו לבדוק את האפשרות להאריך את זמן השהייה של המל״ט , על מנת לעמוד בדרישה לשהייה של 5 שעות. הארכת זמן השהיה יכולה להתבצע בשתי דרכים :

1. הגדלת כמות האנרגיה הנישאת על גבי כלי הטיס.

2. שיפור נצילות מערכת ההנעה להשגת זמן שהייה ארוך יותר מכמות האנרגיה הנתונה.

<u>הגדלת כמות האנרגיה הנישאת :</u>

מערך הסוללות הקיים בכלי הטיס מכיל 2460WH , אשר מספיקים למשימה בת 3 שעות.
נשיאת כמות גדולה יותר של אנרגיה **מבלי לחרוג מהמשקל** מחייבת אחד משני צעדים :

א. שימוש בסוללות בעלות קיבול אנרגיה גדול יותר.

ב. מציאת מקור אנרגיה חשמלי טוב יותר.

לאחר סקר שוק מקיף בקרב יצרני סוללות המתאימות לתעופה, לא הצלחנו למצוא סוללות עדיפות על אלו אשר נבחרו בסמסטר הקודם, ולכן מיקדנו את תשומת הלב במציאת מקור אנרגיה תחליפי . כפי שנסקר בפרק העוסק בבחירת מערכת אספקת האנרגיה, האפשרות אשר עמדה בפנינו היא מערכת תאי דלק מבוססת מימן. בסמסטר הראשון לא הצלחנו למצוא מערכת מסחרית אשר עונה על צרכינו, אך לאחר חיפוש נוסף מצאנו מערכת מסחרית בשם ***HORIZON H-1000*** אשר עונה על דרישות ההספק, המתח והזרם.
משקל המערכת (ללא מיכל המימן) הוא 5.5Kg , ומשקל מיכל הלחץ (כולל מימן המספיק ל 5 שעות שהייה) הוא 4Kg נוספים, כלומר סה״כ משקל המערכת (עבור שהיה של 5 שעות) הוא 9.5Kg , שהם כ 3Kg פחות ממשקל מערכת סוללות המספיקות לשעתיים פחות.
החיסרון במערכת תאי הדלק (יפורט בהמשך הדו״ח) הוא פיזור המשקל. גודלו של מיכל הלחץ מחייב כי ימוקם בחלקו האחורי של כלי הטיס , וכתוצאה מכך תהיה תזוזה של מרכז הכובד לנקודה אחורית מדי. לכן, הוחלט להישאר עם מערכת הסוללות, על אף אי העמידה ביעד השהייה הנדרש.

<u>שיפור נצילות מערכת ההנעה :</u>

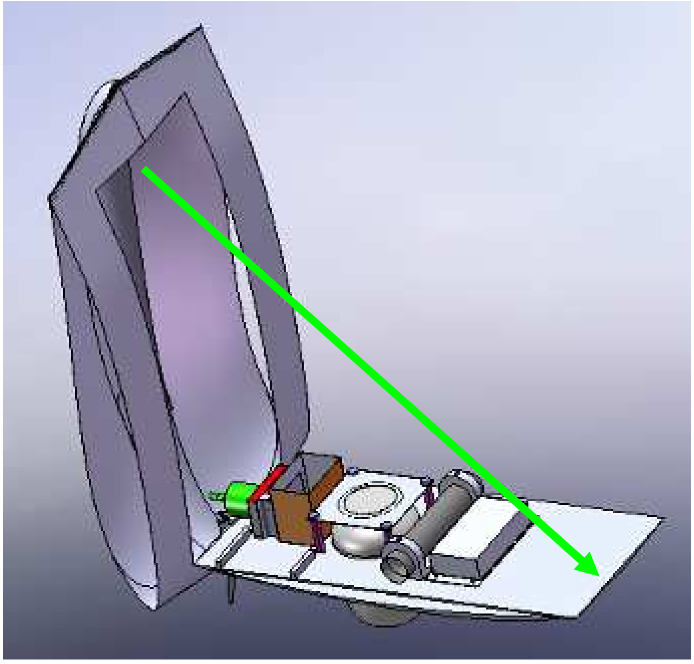
המנוע שנבחר מתאים לצרכינו, והוא בעל נצילות (בתחום זרם העבודה שלנו) של מעל 85% , ולכן לא ראינו צורך לנסות ולשפר את חלק זה של מערכת ההנעה.
החלק השני של מערכת ההנעה, אליו הקדשנו את מאמצי שיפור הנצילות, הוא המדחף. לצורך חישוב מדויק של קוטר המדחף והפסיעה הנדרשת, נעזרנו בתוכנת JavaProp , וקיבלנו כי עבור הדרישות שלנו, ניתן להשתמש במדחף במידות "9 X "14 , המסתובב ב 4400_{RPM}. ההפחתה בסל״ד, מאפשרת הפחתה בזרם הנדרש ועקב כך מתקבלת הארכה של כחצי שעה בזמן השהיה עבור תצורת הסוללות הקיימת.

לסיכום , לא הצלחנו להגיע לשהייה של 5 שעות, אך הצלחנו להוסיף חצי שעה לזמן השהייה המקורי ע״י חישוב מדויק יותר של נתוני במדחף. מערכת תאי הדלק אשר מצאנו מתאימה לצרכינו מבחינת הגודל, המשקל וההספק, אך לא הצלחנו (כפי שיפורט בהמשך) למקם אותה בכלי הטיס באופן שתתאפשר טיסה.

שלבי הרכבת כלי הטיס:

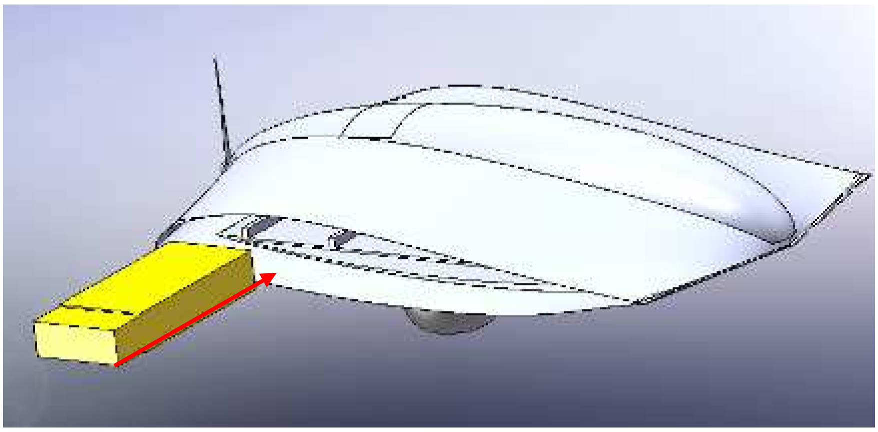
גישה לפנים הכטב"מ:

כל הרכיבים מותקנים על מדף שנמצא במרכז הכלי. ניתן לגשת אלהם ולעבוד עליהם בנוחות ע"י מכסה שנסגר על המדף כפי שמתואר בתמונה הבאה. בתום הרכבת הרכיבים או כל עבודה על המדף, סוגרים את המכסה.

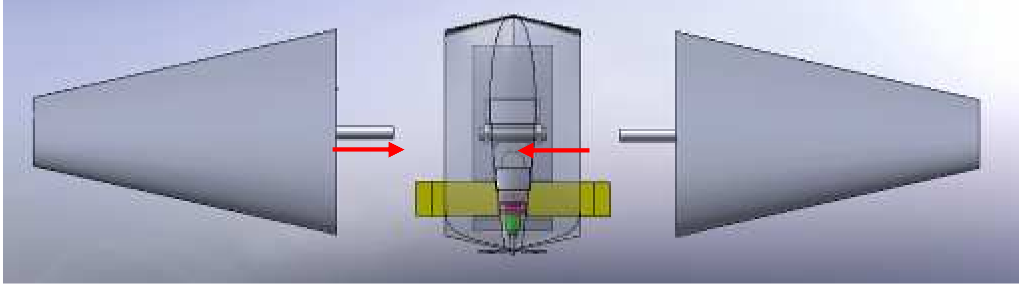


-הרכבת הסוללות:

מפני שהסוללות בולטות מהמדף, אנו חייבים להתקין אותן עליו אחרי סגירת המכסה.



הרכבת הכנפיים:



שיגור והנצלה

אחת הדרישות המרכזיות בפרוייקט היא הדרישה לשיגור והנצלה פשוטים. בבואנו לתכנן את נושא השיגור וההנצלה , עלינו לזכור את ייעודו של כלי הטיס אותו אנו מתכננים :ILAS תוכנן כמל״ט אשר יינשא ויופעל ע״י חיילים מיחידות השדה, בתנאי השטח. לכן, על השיטות בהן נבחר לאפשר ביצוע קל ועצמאי (ללא תלות בגורמים מלבד צוות ההפעלה של הכלי). כעת נבחן את הדרישה :

למעשה, הדרישה מתחלקת לשני חלקים :

1. שיגור.

2. הנצלה.

החלקים נפרדים האחד מהשני גם בפן הזמן (תחילת וסוף משימה) וגם בדרישות העולות מהם. בזמן השיגור מאיץ המל״ט למהירות אשר מאפשרת יצירת עילוי, ובזמן ההנצלה כלי הטיס נוחת וחוזר לידי צוות ההפעלה. נתחיל את הפתרון מפרק השיגור .

שיגור :

ישנן ארבע דרכים עיקריות לשגר מל״טים :

- שיגור ידני (זריקת המל״ט).
- המראה ממסלול.
- שיגור מכלי טיס.
- שיגור ממסילה (ההאצה מתבצעת ע״י מנוע רקטי / מע׳ פניאומאטית / באנג׳י) .

שיגור ידני :

משקל ההמראה של ILAS הוא 23 ק״ג. משקל זה כבד מדי בכדי שחייל יוכל להחזיק ביד, ולזרוק חזק מספיק ע״מ לאפשר המשך טיסה עצמאי, ולכן האפשרות לשיגור ידני אינה מתאימה עבוד ILAS.

המראה ממסלול :

ע״פ ייעודו, ILAS יינשא ע״י חיילים, וישוגר ממגוון מיקומים. יצירת תלות במסלול המראה פוגעת בגמישות ההפעלה של הכלי, ולמעשה מחייבת את המפעילים לשהות בקרבת אתר מתאים (מסלול מסודר או מקטע שטח המתאים להמראה) . מסיבות אלו האפשרות להמראה ממסלול אינה מתאימה עבור ILAS.

שיגור מכלי טיס :

שיגור מכלי טיס מבטל את קיומו של ILAS ככלי טיס הנישא ע״י חיילים מיח׳ השדה. הצורך לתאם את זמן הפעלתו עם חיה״א , והתלות של משימת מל״ט באפשרות לשלוח כלי טיס לאזור נוגדים את מטרת תכנונו של ILAS. לאחר נחיתת ILAS בשטח, הוא למעשה חסר תועלת ומהווה נטל על החיילים. מסיבות אלו האפשרות לשיגור מכלי טיס אינה ישימה עבורנו.

שיגור ממסילה :

בדרך זו, המלט מונח ע"ג מסילה, ומואץ למהירות ההמראה באמצעי חיצוני כמו מיתר באנג'י, מנוע רקטי או לחץ אוויר. אפשרות זו מבטלת את התלות בתנאי השטח או בגורמים חיצוניים, ולכן השיגור מתבצע עצמאית ע"י הצוות המפעיל.אפשרות זו מתאימה לדרישות הפרוייקט ולאופי ההפעלה המתוכנן של ILAS, ולכן נבחרה כשיטת השיגור של ILAS.

כעת ניגשנו לבחור בין 3 אמצעי ההאצה :

1. **<u>מנוע רקטי :</u>**

יתרונות :

א. כח – המנועים מגיעים במגוון גדלים ודחפים, ומוגלים להאיץ כלי טיס בגדלים שונים.

ב. פשטות – אין צנרת לחץ, ואין בלאי של חוט. המנועים חד פעמיים וניתן לשאת מספר מנועים .

ג. משקל נמוך – המשקל הנוסף (מעבר למסילה) הוא של המנוע בלבד.

חסרונות :

א. סכנה – השימוש במנועים מצריך הכשרה נפרדת, עם דגש על בטיחות השימוש. נשיאת מנועים בסביבת כלי רכב בשדה קרב עלולה להוות סכנה למפעלים ולחיילים בסביבתם.

ב. רעש – המנועים הרקטים מייצרים עשן ורעש חזק בזמן פעולתם, ועלולים להסגיר את שיגור כלי הטיס ומיקום המפעילים.

ג. כמות מוגבלת – כמות השיגורים תלויה בכמות המנועים אותן ניתן לשאת .

ד. עלות – מחיר כל שיגור הוא כמחיר המנוע המשמש לשיגור.

החסרונות משמעותיים, ועלולים לפגוע בחיי החיילים ולסכן את המשימה. בנוסף, הוספת עלות המנוע מייקרת את עלות התפעול הכוללת של המערכת, ולכן החלטנו שלא להשתמש במנועים רקטים להאצה.

2. לחץ אוויר :

יתרונות :

א. שקט – שחרור האוויר אינו נשמע למרחק (עם זאת, יש לשים לב כי קיים צורך במדחס שקט) .

ב. זמינות – כל עוד המדחס תקין ופועל ניתן לשגר אינסוף פעמים.

חסרונות :

א. משקל – צנרת הלחץ והמדחס הם משקל ונפח נוספים לנשיאה ע״י החיילים (למעשה מחייב כלי רכב) ועלולים לתפוס את מקומם של אביזרים אחרים החיוניים למשימה (חלקי חילוף , מזון לחיילים , דלק).

ב. אמינות – תקלה בצנרת או במדחס יכולים להשבית את מערכת השיגור, ולאלץ את הצוות לחזור לבסיס לתיקון.

ג. אנרגיה – יש צורך לספק אנרגיה למדחס ולשם כך יש להפעיל מנוע ולהשתמש בדלק.

ד. עלות – יש צורך לרכוש מע׳ מדחס+צנרת, ולהוסיף עלות חלקי חילוף והכשרה למפעילים. בנוסף, יש להוסיף לעלות את הבלאי של המערכת, הגדל עם מס׳ השיגורים.

גם כאן , החסרונות משמעותיים, ומחייבים יצירת מערכת נוספת , עם כל המשתמע מכך : הכשרה, חלקי חילוף, משקל ועלויות נוספות. לכן, החלטנו כי אמצעי זה אינו מתאים לשימוש עבור ILAS.

3. באנג׳י :

יתרונות :

א. שקט – הבאנג׳י אינו משמיע רעש הנשמע מעל מטרים ספורים.

ב. אין תלות במקורות אנרגיה חיצוניים – אין מדחס.

ג. רב פעמי- כל עוג הגומי אלסטי ושלם ניתן לשגר.

ד. משקל נמוך – המשקל הנוסף (מעבר למסילה) הוא של הגומיה.

ה. מחיר – גומיה אחת מספיקה למספר רב של שיגורים.

חסרונות :

א. יש לשאת מספר גומיות כגיבוי.

לשיגור בבאנג׳י יש יתרונות רבים , כאשר המשמעותיים ביותר עבורנו הם השקט, חוסר התלות במקורות אנרגיה חיצוניים והמחיר הנמוך. מסיבות אלו בחרנו במסילה ובמיתר באנג׳י כאמצעי השיגור ל ILAS.

הנצלה :

ILAS מתוכנן כמל״ט רב פעמי, ולכן עליו לנחות בסיום המשימה כאשר הוא שלם וללא נזק.
ישנן 4 דרכים עיקריות להנחתה של מל״טים:

- ריסוק המל״ט.
- נחיתה ע״ג מסלול.
- לכידה ברשת.
- הצנחה ונחיתה ע״ג כרית אוויר.

ריסוק המל״ט :
בשיטה זו , המיועדת לכלי טיס המיועדים לשימוש חד פעמי, בסיום המשימה מורה המפעיל לכלי הטיס להתנגש בקרקע ולהשמיד את עצמו. שיטה זו אינה מיועדת למלטים יקרים המיועדים לשימוש רב פעמי כמו ILAS. לכן שיטה זו נזנחה.
נחיתה ע״ג מסלול :
כפי שתואר בסקירה על המראה ממסלול, יצירת תלות במסלול המראה פוגעת בגמישות ההפעלה של המטוס ומחייבת מציאת שטח מתאים להנחתה. לכן, ע״מ לאפשר גמישות הפעלה מרבית, נזנחה האפשרות להנחית את המטוס במסלול.
לכידה ברשת :

בשיטה זו, המלט יורד לגובה נמוך, ושם הוא טס לתוך רשת הלוכדת ועוצרת אותו. שימוש בשיטה זו מצריך מדחף אחורי (דוחף) , תצורה אשר נפסלה מכיוון שהיא בעלת חתימה אקוסטית גבוהה יחסית לתצורה בעלת מדחף קדמי.
לשיטה שני חסרונות גדולים , בגינם היא נפסלה :

א. משקל הרשת – יש צורך לשאת רשת + בסיס, להרכיב לפני הנחיתה ולפרק אחריה. זהו משקל מיותר.

ב. קיבוע הרשת – ILAS שוקל 23 ק״ג , ולכן בהגיעו לנחיתה יפעיל כח רב על הרשת. יש צורך לקבע את בסיס הרשת לקרקע, פעולה הגוזלת זמן ומונעת ניוד מהיר של החיילים לאחר הנחיתה.

מסיבות אלו נפסלה שיטת הלכידה באמצעות רשת.

הצנחה ונחיתה ע"ג כרית אוויר :

בשיטה זו, עם סיום המשימה, כלי הטיס חוזר אל המפעילים, ובגובה נמוך מכבה מנוע, פותח מצנח וצונח אל הקרקע. סמוך לנחיתה מנופחת כרית אוויר בחלקו התחתון הסופגת את אנרגיית הנחיתה ומגנה על כלי הטיס ורכיביו.

יתרונות :

א. רב פעמיות- כרית האוויר והמצנח ניתנים לשימוש חוזר.

ב. ניתן לשלוט בדיוק טוב על נקי הנחיתה.

ג. אין צורך בהכנות בצד המפעיל (פתיחת רשת, איתור מסלול).

חסרונות :

א. קיימת סכנה לנזק בזמן הנחיתה.

ב. רוחות עלולות לסחוף את הכלי רחוק מנקי הנחיתה המתוכננת.

ג. יש צורך בקיפול המצנח והכרית לאחר כל נחיתה.

לאחר שקילת היתרונות מול החסרונות, החלטנו כי שיטה זו היא המועדפת עבור ILAS , מכיוון שהיא דורשת מינימום הכנות מצד הצוות, ומאפשרת החזרה מהירה לכשרות של כלי הטיס לאחר הנחיתה (קיפול מצנח + כרית אוויר) .

המצנח :

כאשר ניגשנו לתכנן את המצנח, רצינו לקבוע שני פרמטרים : גודל ותצורת חופה.
ראשית, רצינו לחשב את גודל החופה הנדרשת להצנחת כלי הטיס. המהירות הסופית נקבעה ל 5m/s , ועבור משקל של 25kg (מרווח ביטחון של 2kg) :

Parameter	Value	Units
Mass of UAV	25.00	kg
Gravity	9.81	m/s^2
Air Density	1.23	kg/m^3
Decent Velocity	5.00	m/s
Drag Coefficient	0.70	
Surface Area Required	22.88	m^2
Nominal Diameter = Do	5.40	m
Infalted Diameter=Dp=0.66Do	3.56	m

קיבלנו כי שטח החופה הדרוש הוא 23 מטרים רבועים. במידה ונבחר להשתמש בחופה חצי-כדורית, קוטר המצנח הלא מנופח יהיה 5.4 מטרים, וקוטר החופה המנופחת יהיה 3.56 מטרים.
לאחר חישוב שטח החופה, חקרנו את ההבדלים בין סוגי החופות השונות, כאשר נקודת הייחוס שלנו היא החופה הפשוטה ביותר – חופה חצי-כדורית :

לאחר קריאה בספרות , מצאנו כי שני המצנחים בעלי מקדם הגרר הגבוה ביותר (ככל שמקדם הגרר גבוה יותר, שטח החופה קטן יותר והמצנח שוקל פחות) הם החופה החצי-כדורית, וחופת הצלב :

ערכנו טבלה המשווה פרמטרים עיקריים בין שתי החופות :

	Hemispherical	Cross
C_{D_0}	0.62→0.77	0.6→0.78
Oscillations (avg)	$\pm10^{o} \div \pm15^{0}$	$0^{o} \div \pm3^{0}$
$S_{Parachute}$	$22.85\,m^2$	$22.85\,m^2$
Opening Force Factor	~1.6=12.5	~1.2=9.4

ניתן לראות כי ההבדלים במקדמי הגרר זניחים, ולכן אין הבדל בשטח החופה הדרוש. מנגד, שני פרמטרים מביאים לעדיפותה של חופת הצלב על החופה הכיפתית :

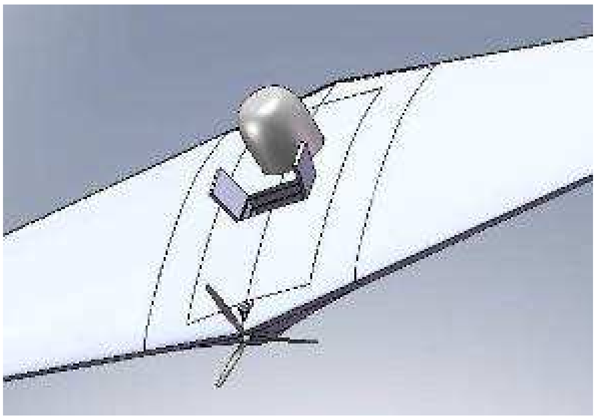
1. תנודות – חופת הצלב מרסנת את תנודות הגוף הצונח בצורה כמעט מושלמת , לעומת החופה הכיפתית, המאפשרת תנודות די חזקות. העדר תנודות מפחית במידה רבה את הסיכוי כי כלי הטיס יפגע בקרקע בצורה לא נכונה ויספוג נזקים.

2. עוצמת הפתיחה – זוהי התאוצה המופעלת על גוף כלי הטיס ברגע ניפוח החופה .ככל שהוא גבוהה יותר, גוף כלי הטיס יהיה נתון למאמצים גדולים יותר. חופת צלב היא בעלת מקדם נמוך ב 25% ולכן עדיפה מהבחינה הזאת.

לכן, החופה המועדפת לשימוש היא חופת הצלב, בשטח של 23 מ"ר .

אריזה ומשקל :

החומר אשר בחרנו למצנח הוא מסוג 498E-Type-G. , המשמש למצנחים צבאיים. משקל החופה הוא 600 גרם, ובתוספת אבזמים ומיתרים נגיע למשקל של 850 גרם.
ישנן מספר דרכים לארוז מצנחים : קיפול ידני, אריזה בוואקום או בוואקום + חום. באריזת וואקום ניתן לדחוס את נפח המצנח ל 1.4 ליטרים. משמעות השימוש באריזת וואקום, היא שצוות ההפעלה לא יכול לקפל את המצנח בשטח ולהשתמש שימוש חוזר, אלא להחליף את המצנח בחדש ארוז מראש. זהו חיסרון, אך הוא מאפשר חיסכון בנפח בתוך כלי הטיס, שהוא מצרך יקר במלי"ט בגודלו של ILAS. משקל האריזה יהיה 150 גרם ולכן סה"כ משקל מע' המצנח יהיה 1kg .
המצנח ימוקם בחלקון התחתון של כלי הטיס (מכיוון שהוא צונח על גבו) , מול דלתות אשר יפתחו בזמן פתיחת המצנח :

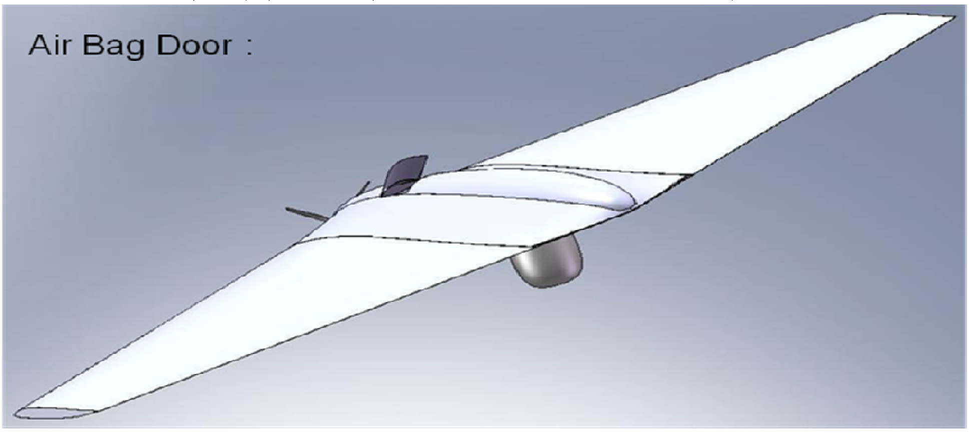


<u>כרית האוויר :</u>
לא הצלחנו למצוא נתונים בספרות או במקורות אחרים על הדרך לחשב נפח כרית אוויר, וכמו כן לא הצלחנו למצוא מערכות מסחריות מוכנות לשימוש.

לכן, הוחלט לבצע הערכה ע״ב מל״ט ה SkyLite-B . המל״ט שוקל כשליש מ ILAS ולכן הכפלנו את נתוני כרית האוויר שלו ב 3 והוספנו 10% כמקדם ביטחון :

	SkyLite B	ILAS
Weight [Kg]	8	25
Inflated Volume [litres]	9	30
Airbag Weight [grams]	60	200
Pack volume [litres]	0.47	1.5

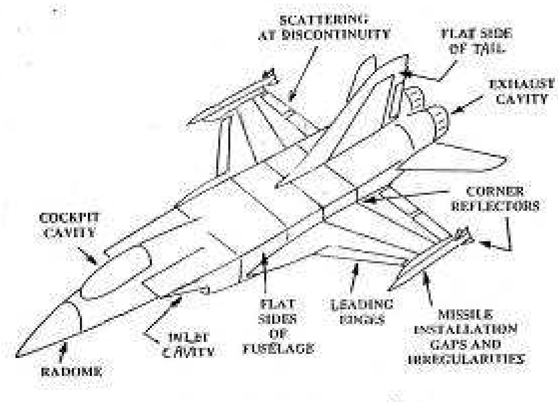
מאחר ו – ILAS צונח על גבו, כרית האוויר יוצאת מחלקו העליון , דרך דלת ייעודית :



<u>סיכום פרק השיגור וההנצלה :</u>
ILAS ישוגר ממסילה ייעודית, ויואץ ע״י חבל באנג׳י – אמצעי שקט , זול ואמין.

שח״מ:

על מנת לקבל שטח חתך מכ״מ נמוך יש מספר כללים מנחים לבניית מזל״ט, הכללים הם :
1. לנסות ולהפחית כמה שיותר בליטות או שבירות חדות הגוף המטוס, לנסות ולהכניס לתוך גוף המטוס את כל הרכיבים שבדרך כלל תלויים בחוץ (לדוגמא פצצות) ובכך להחליק את מעטפת הכלי.
התמונות הבאות ניתן לראות את החמקן אשר הפצצה יוצאת מתוך גוף המטוס, ותמונה אשר מראה את כל החלקים במשפעים המון על אחזר הקרינה וקבלת שח״מ גבוה.

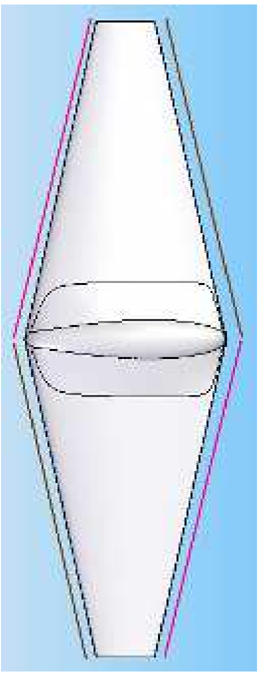


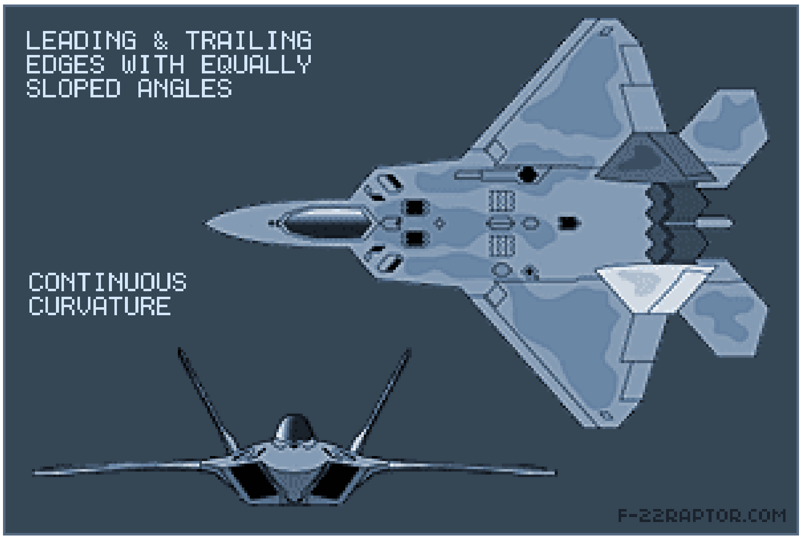
Major RCS contributors.

2.החלקת קווי הגוף ובניה תצורה חלקה של גוף וכנפיים, הורדת מייצב הכיוון אשר גורם לאחזר קרינה גדול. דוגמא בתמונה ש הB-2

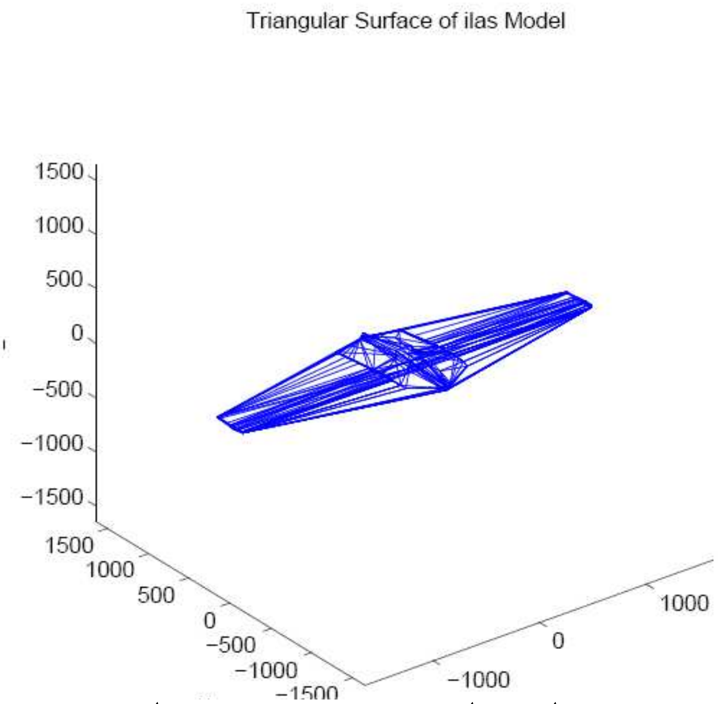
3.שימוש בחומרים בולעי קרינה לבניית גוף המטוס. חומרים אלה מתחלקים לשני סוגיים :
חומרים אשר הקרינה פוגעת בהם ואז היא מוסתת לכיוון אחת . וחומרים אשר הקרינה פוגעת בהם אז הם נכנסים לתוך חורים קטנים בתוך החומר ובכך הקרינה מאבדת את העוצמה של עד היא יוצאת מהחומר.
תמונה של חומר בולע קרינה :

4. בנית גוף המטוס כך שקווי שפת מבנה גוף המטוס יהיו מקבילים אחד לשני ובמינימום כיוונים. דבר זה גורם לכך שהקרינה שחוזרת מהגוף תהיה בכיוונים ספציפיים ולא לכל הזויות הסתכלות. כך יהיה ניתן לגלות אותנו בכיוונים ספציפיים כי אין מטוס שאין לא החזרי קרינה.
בתמונות הבאות ניתן ראות דוגמא של F-22 ושל המזל״ט שלנו

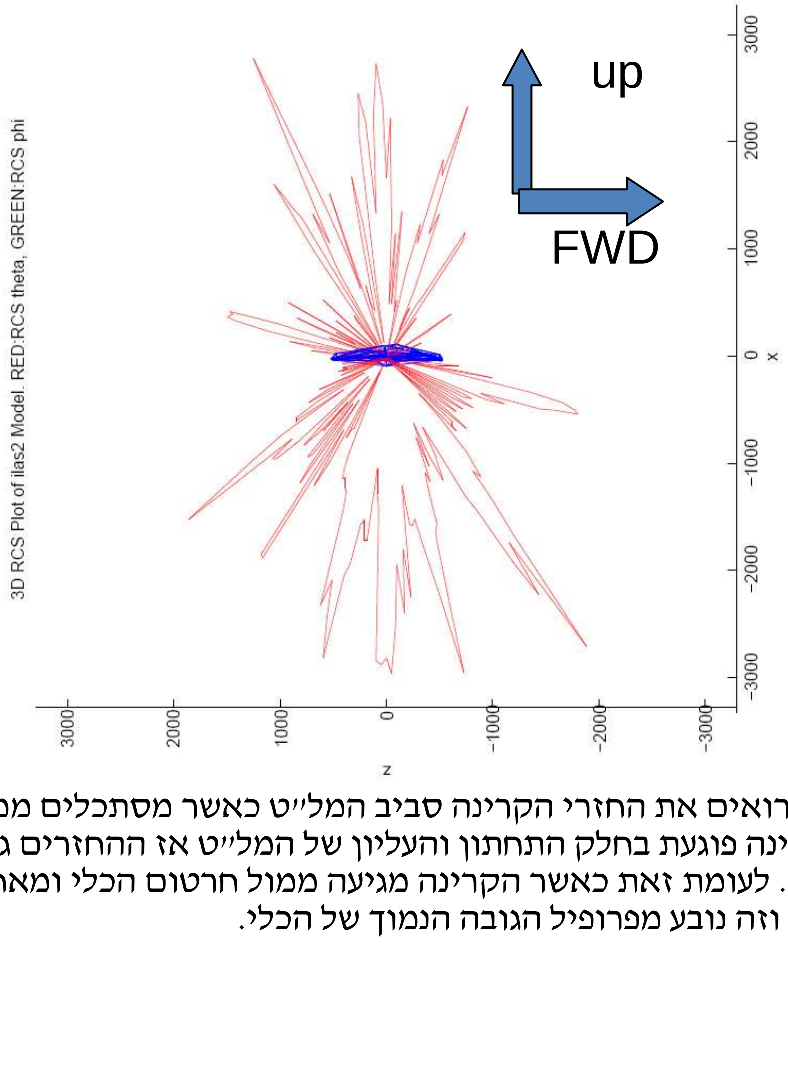




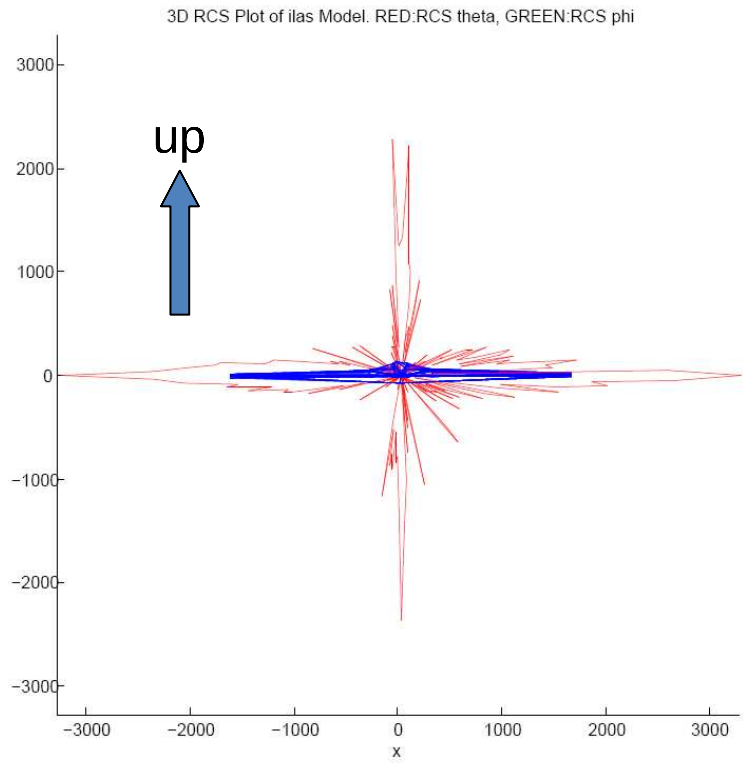
כללים אלו הנחו אותנו לבניית הגיאומטריה הסופית של הכלי, על מנת לראות השח״מ של הכלי צריך להשתמש בתוכנות ייחודיות לנושא כיוון שרובם מסווגות היה קשה למצוא תוכנה כזו.
בסופו של דבר מצאנו את התוכנה POfacets3.1 אשר משתמשת הMATLAB על מנת לחשב את השח״מ.
התוכנה לוקחת את גיאומטריה של הכלי ובונה אותו בעזרת משולשים. לאחר מכן ניתן לקבוע את עוצמת המכ״מ ופרמטרים נוספים אך כיוון שלא היה לנו מכ״מ ספציפי אלה רצינו לבדוק את הכיוון של ההחזרים הפרמטרים האלו פחות חשובים ולא משפעים על התוצאות.
האיור הבא ניתן לראות איך התוכנה בנתה את הדגם שאיתו עשינו את החישובים:



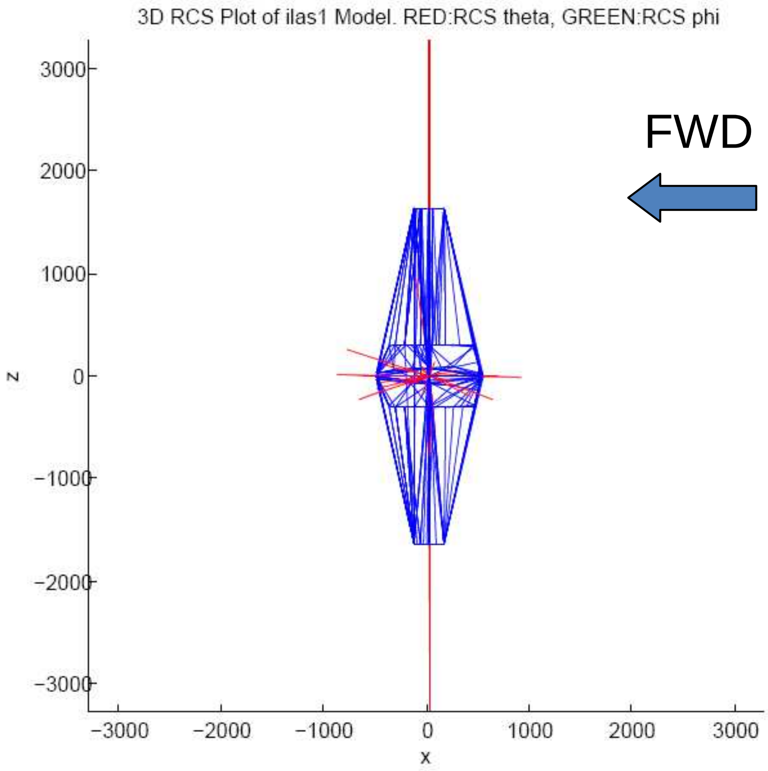
נראה כעת את התוצאות שקיבלנו בכל הכיוונים ונראה שקיבלנו תוצאות הגיוניות כפי שציפינו.



בגרף זה אנו רואים את החזרי הקרינה סביב המל״ט כאשר מסתכלים ממבט הצד. ניתן לראות שכאשר הקרינה פוגעת בחלק התחתון והעליון של המל״ט אז ההחזרים גדולים כיוון שזהו משטח שטוח. לעומת זאת כאשר הקרינה מגיעה ממול חרטום הכלי ומאחור ניתן לראות שכמעט ואין החזרים וזה נובע מפרופיל הגובה הנמוך של הכלי.



בגרף זה אנו רואים את החזרי הקרינה סביב המזל״ט כאשר מסתכלים ממבט קדמי. ניתן לראות שוב שההחזרים הגבוהים מקבלים כאשר הקרינה פוגעת באזורים בהם המשטח ניצב לקרינה..אזורים הלו הם קצוות הכנף המשטח העליון והתחתון של המל״ט. בשאר האזימוטים של פגיעה ניתן לראות שמקבלי שח״מ נמוך יותר גם כאן קיבלנו תוצאות הגיוניות.



בגרף זה הנו רואים את החזרי הקרינה סביב המזל״ט כאשר מסתכלים ממבט על. ניתן לראות שההחזרים הגבוהים מקבלים כאשר הקרינה פוגעת באזורים בהם המשטח ניצב לקרינה

לקצוות הכנף של המזל״ט. ובנוסף כאן אפשר לראות בצורה די טוב איך הגיאומטריה של המזל״ט שתוכננה לשח״מ במספר מצומצם של כיוונים באה לידי ביטוי, רואים שההחזרים מהכנפיים הם בכיוון אחד שהוא ניצב לשפת הכנף וזאת מכיוון שאין לנו שבירות בשפת הכנף. בנוסף רואים שמכיוון שהזויות של הכנף מקבילות אז ההחזר מקדימה של המזל״ט הוא 180 מעלות להחזר מאחורי המזל״ט. גם כאן קיבלנו תוצאות הגיוניות.

* התוכנה עם הקבצים של תרגום התצורה מצורפת בדיסק.

מעטפות ביצועים:

הניתוח האווירודינמי של המזל"ט נעשה בעזרת הנתונים שנבחרו בסמסטר הראשון. מעטפת הטיסה ומעטפת התמרון המקורבת של המזל"ט חושבו באמצעות הנוסחאות הבסיסיות של Raymer שיפורטו בהמשך. בעזרת מעטפות הטיסה ניתן היה לוודא כי המזל"ט יכול לתמרן ולשהות בגבהים הנחוצים למשימות.

הערה: התכנית ליצירת המעטפות נכתבה ב Matlab והיא מובאת במלואה בנספח שבסוף הסו"ח.

א. מעטפת טיסה

מעטפת הטיסה חושבה ע"י הנוסחאות הבאות:

מהירות מחושבת:

$$V_{CAS} = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}V$$

גרר כפונקציה של הגובה:

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 SCD_0 + \frac{2kW^2}{\rho SV^2}$$

הספק מנוע קיים (הערכה):

$$P_{av} = P_{Rated}(1.131\frac{\rho}{\rho_0} - 0.131)\eta_{\mathrm{Pr}op}$$

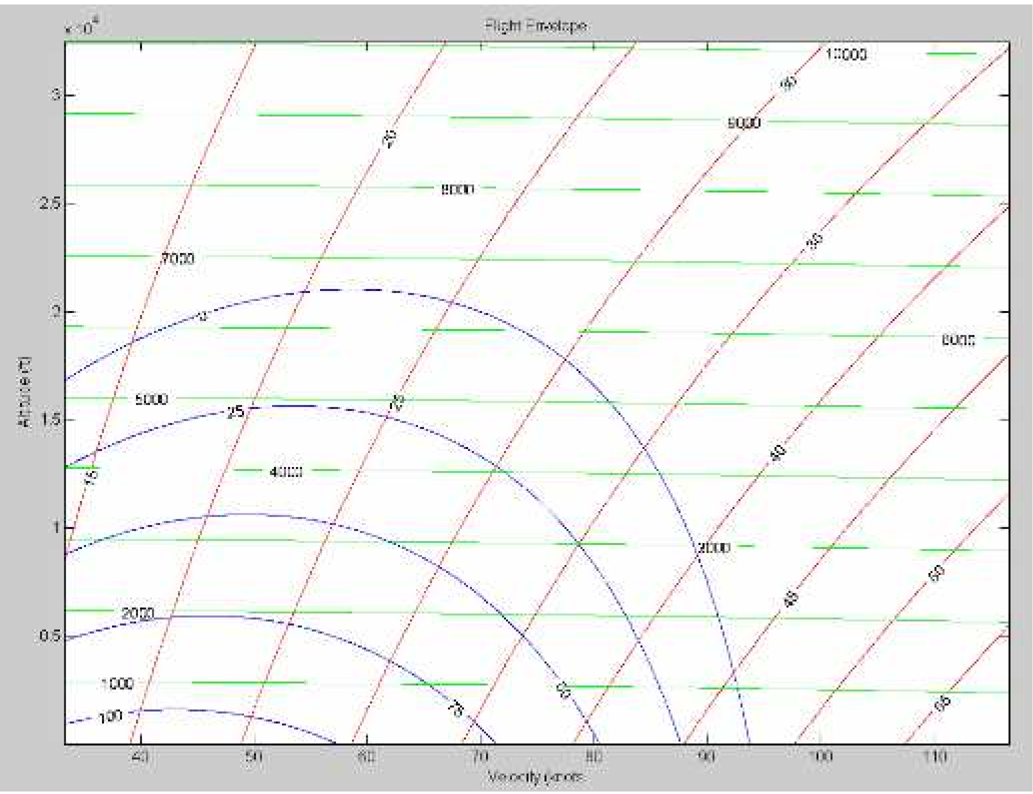
הספק עודף:

$$P_s = \frac{P_{av} - DV}{W}$$

גובה אנרגיה:

$$E_h = h + \frac{V^2}{2g}$$

הערה – מודל המנוע בו השתמשנו בהערכות אלו הוא של מנוע מדחף פשוט ולא חשמלי, כיוון שמודל של מנוע חשמלי תלוי באופן ישיר הן במנוע והן במדחף. ההערכות אליהן הגענו הינן קרובות למציאות.



הקווים האדומים מייצגים את הקווים שווי המהירות כתלות בגובה. הקווים הירוקים מייצגים קווים שווי גובה אנרגיה, ואילו הקווים הכחולים מייצגים קווים שווי עודף הספק.
מהמעטפת הזו ניתן לראות שעבור גובה הטיסה הרצוי של 100 רגל, יש לנו מספיק הספק עודף לטוס בו ואף לנסוק בו במידת הצורך, כאשר הגובה המקסימלי הוא כ 2500 רגל. דבר זה מראה לנו כי גם עם אי הדיוק עקב מודל מנוע שאינו חשמלי, המל״ט שלנו מסוגל לטוס היטב בטווחי המהירות והגובה הרצויים במשימה.

ב. מעטפת תמרון

עבור חישוב מעטפת התמרון של המל״ט, השתמשנו בנוסחאות הבאות, כפי שהן מופיעות בספרו של Raymer.

גרר כפונקציה של הגובה:

$$D=\frac{1}{2}\rho V^2 SCD_0+\frac{2kW^2}{\rho SV^2}$$

הספק מנוע קיים (הערכה):

$$P_{av}=P_{Rated}(1.131\frac{\rho}{\rho_0}-0.131)\eta_{\mathrm{Prop}}$$

הספק עודף:

$$P_s=\frac{P_{av}-DV}{W}$$

הספק עודף לתמרון:

$$P_{sn}=P_s-\frac{2kW\beta\dot{\psi}}{g^2\rho_0 S}$$

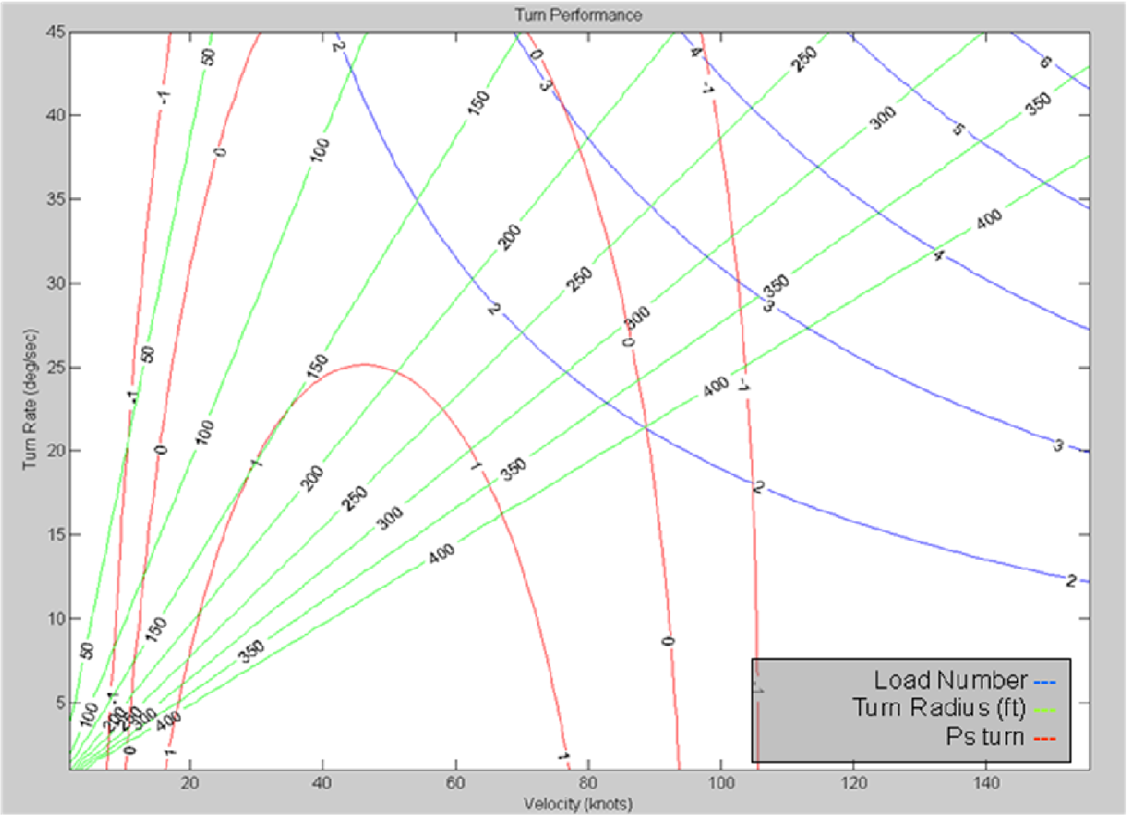
ספרת עומס:

$$n=\sqrt{(\frac{\dot{\psi}V}{g})^2-1}$$

רדיוס פניה

$$R=\frac{V}{g\sqrt{n^2-1}}$$

מתקבלת מעטפת תמרון זו



הקווים הירוקים הינם קווים שווי רדיוס פניה, הקווים הכחולים הם קווים שווי ספרת עומס ואילו הקווים האדומים הם קווים שווי עודף הספק לתמרון.

ניתן לראות מהמעטפת שעבור קצבי פניה של כ 40 מעלות לשניה (ציר Y) במהירות שיוט של 22 מטרים לשניה, ניתן לבצע פניה בספרת עומס קטנה מ 2 (ספרת העומס היא סטנדרטית עבור מזל״טים בסדר גודל זה) ברדיוס פניה של כ 100 רגל.
הערה – גם כאן חשוב לציין כי מודל המנוע הינו מודל מקורב בלבד, אולם קרוב מספיק למציאות כפי שיוכח בניסוי המנהרה שיוצג בהמשך הדו״ח.

<u>תכנון משטחי הגאים</u>

לצורך התכן הוגדר לנו דרישות ביצועים של כלי טיס (דרישות לקוח) והנחנו מספר הנחות שנפרט בהמשך.

1 . קצב גלגול 40-70 מעלות לשניה.
2. קצב סבסוב 20-60 מעלות לשניה.
3. זוית החלקה מכסימלית 11 מעלות.
4. ללא מייצב אנכי.
5. בקרת סבסוב מתבססת על תכן ספליטרים.
6. הכנפיים של כלי הטיס משוכות בזוית של 11 מעלות.
7. המאזנות יכולות לנוע בטווח זויות של ±15 מעלות.

התכנון יכלול חישוב של מימדי המאזנות הדרושות וזוית פתיחת הספליטר לצורך עמידה בקצבי גלגול וסבסוב הדרושים. התכן יתבסס על משוואות שיווי משקל של מומנטי גלגול וסבסוב.

<u>הערה</u> : לצורך החישוב הקפאנו את מימד הרוחב של המאזנת וקבענו אותו על <u>70 מ״מ</u>.

$$C_L = C_{L_\beta}\beta + C_{L_p}\bar{p} + C_{L_r}\bar{r} + C_{L_{\delta a}}\delta_a = 0$$

$$C_N = C_{N_\beta}\beta + C_{N_p}\bar{p} + C_{N_r}\bar{r} + C_{N_{\delta a}}\delta_a + C_{N_{\delta s}}\delta_s = 0$$

$$\bar{p} = \frac{pb}{2V}$$

$$\bar{r} = \frac{rb}{2V}$$

b – מוטת הכנפיים.
V – מהירות הטיסה.
p – קצב גלגול.
r – קצב סבסוב

נוסחאות עבור נגזרות היציבות הדרושות:

$$C_{L_\beta} = 0$$

$$C_{L_p} = -\frac{C_{l_\alpha}}{12}\cdot\left(\frac{1+3\lambda}{1+\lambda}\right)$$

$$C_{L_r} = \frac{C_l}{6}\cdot\left(\frac{1+3\lambda}{1+\lambda}\right)$$

$$C_{N_\beta} = C_l^2\left\{\frac{1}{4\pi AR} - \left[\frac{\tan\Lambda}{\pi AR(AR+4\cos\Lambda)}\right]\left[\cos\Lambda - \frac{AR}{2} - \frac{AR^2}{8\cos\Lambda} + \frac{6(\overline{X_{ac}}-\overline{X_{cg}})\sin\Lambda}{AR}\right]\right\}$$

$$C_{N_p} = -\frac{C_l}{12}\cdot\left(\frac{1+3\lambda}{1+\lambda}\right)$$

$$C_{N_r} = -\frac{C_D}{4}$$

$$C_{N_{\delta a}} = -0.2\cdot C_l\cdot C_{L_{\delta a}}$$

λ = יחס בין מיתר הקצה ומיתר השורש של הכנף.

Λ = זווית משיכת הכנף.

$\overline{X_{ac}}$ = מיקום המרכז האווירודינמי של הכנף (המנורמל במיתר ממוצע)

$\overline{X_{cg}}$ = מיקום מרכז הכובד של כלי הטיס (המנורמל במיתר ממוצע)

פתרון המשוואות המומנטים:

לאחר שמציבים את המספרים ומקבלים ערכים מספריים של נגזרות היציבות, אנו פותרים את משוואת מומנטי הגלגול, ומקבלים מהי הנגזרת של מומנט הגלגול עקב מאזנות הדרושה על מנת לעמוד בדרישות. מצד שני, ניתן לחשב את נגזרת המומנט הנ"ל באופן אנליטי, ע"י אינטגרציה של העילוי המתקבל על המאזנת המוכפל בזרוע, והמנורמל בגדלים מתאימים. ע"י שימוש בעובדה שהמאזנת היא בעצם מלבן, החלפת פילוג העילוי בעילוי מרוכז הפועל במרכז המלבן ניתן להגיע לביטוי הבא:

$$C_{L_{\delta a}} = \frac{2wl}{S_W}\cdot\frac{C_{l\alpha}}{2} - \frac{l^2\cdot 2w\cdot C_{l\alpha}\cdot\cos\Lambda}{2\cdot b\cdot S_W}$$

l = אורך המאזנת.

אנו יודעים למה שווה הביטוי, כיוון שמצאנו כבר את ערך הנגזרת הנ"ל, לכן אנו מקבלים משוואה ריבועית עם נעלם יחיד, והוא אורך המאזנת.

בשלב הבא מחשבים את נגזרת מומנט הסבסוב עקב מאזנות על פי הנוסחא לנגזרת זו וערך הנגזרת שמצאנו בשלב ראשון. לאחר מכן פותרים את משוואת המומנטים עבור סבסוב ומקבלים מהו מקדם מומנט הסבסוב הנדרש מהספליטר על מנת לעמוד בדרישות. חשוב לזכור שספליטר הינו מאזנת שנפתחת כלפי מעלה, כלומר מימדי המשטח של הספליטר זהים לאלה של המאזנת, וגם נגזרות היציבות של הספליטר זהים לאלה של המאזנת. קיימת נוסחא מקורבת המאפשרת לחשב מהו מקדם הגרר שיוצר הספליטר :

$$C_{D_{splitter}} = \frac{t \cdot b}{S_W}$$

t – גובה הספליטר ביחס למאזנת במצב פתוח.

b – מוטת הכנפיים.

S_W - שטח הכנפיים.

מכאן נוכל לחשב אנליטית מהו מומנט הסבסוב המנורמל שנוצר כתוצאה מהספליטר כתלות בגובה הספליטר, להשוות לערך המומנט שמצאנו קודם ולחלץ את הגובה. בידיעת הגובה והעובי נוכל למצוא מהי הזוית בה יש לפתוח את הספליטר.

כל החישובים המספרים לכל הנוסחאות המופיעות כאן בוצעו ב- MATLAB .
התוכנית מצורפת לדו"ח זה.

ביצענו מספר איטרציות, כאשר בכל איטרציה העלנו את קצבי הגלגול והסבסוב (אך עדיין לא חרגנו ממגבלות עליונות לקצבים), על מנת לראות שאנו לא מקבלים מימדים גדולים מדי למאזנות או לחליפין זווית פתיחת ספליטר לא מעשית.

ביצענו 3 איטרציות שמפורטות בהמשך.

מספר איטרציה	1	2	3
קצב גלגול (מעלות לשניה)	40	50	70
קצב סבסוב (מעלות לשניה)	20	40	60
אורך מאזנת (מ"מ)	190	220	320
זווית פתיחת ספליטר (מעלות)	5	6	9

כפי שניתן לראות מהטבלה, גם כאשר הגענו לקצבים מרביים עדיין קיבלנו מימדים סבירים של המאזנת וזווית פתיחת ספליטר לא גדולה.
לכן בחרנו בערכים המתאימים לקצבים מרביים והוספנו מקדם ביטחון.

<u>תכן סופי:</u>

אורך מאזנת = 400 מ"מ.
רוחב מאזנת = 70 מ"מ.
זווית פתיחת הספליטר = 10 מעלות.

מיקום המאזנות מופיע בשרטוטים של כלי הטיס.

בקרה אורכית ורוחבית של כלי הטיס

ביצענו תכן בסיסי ביותר של מערכת בקרה אורכית ורוחבית על מנת לראות שכלי הטיס ניתן לשליטה. תכן זה בא לענות על השאלה האם ניתן לייצב את כלי הטיס ולבקר עליו.

בקרה אורכית:

המשוואות הדינמיות המנורמלות הן (אינדקסים משמעותם נגזרת):

$$\dot{u} = X_u u + X_w w - g\cos(\gamma_0)\theta + X_{\delta e}\delta_e + X_{\delta T}\delta_T - X_u u_g - X_w w_g$$

$$\dot{w} = Z_u u + Z_w w + U_o q - g\sin(\gamma_0)\theta + Z_{\delta e}\delta_e - Z_u u_g - Z_w w_g$$

$$\dot{q} = M_u u + M_w w + M_q q - gM_{\dot{w}}\sin(\gamma_0)\theta + M_{\delta e}\delta_e - M_u u_g - M_w w_g$$

$$\dot{\theta} = q$$

נכתוב את המשוואות בכתיב מטריציוני:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & X_w & 0 & -g\cos(\gamma_0) \\ Z_u & Z_w & U_0 & -g\sin(\gamma_0) \\ M_u & M_w & M_q & -gM_{\dot{w}}\sin(\gamma_0) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\delta e} & X_{\delta T} \\ Z_{\delta e} & 0 \\ M_{\delta e} & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_e \\ \delta_T \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -X_u & -X_w \\ -Z_u & -Z_w \\ -M_u & -M_w \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_g \\ w_g \end{pmatrix}$$

γ_0 - זווית המסלול. אנחנו טסים בטיסה ישרה ואופקית ולכן ערך הזווית הוא 0 .

X – כח מנורמל בכיוון x במערכת צירי גוף של כלי הטיס.

Z - כח מנורמל בכיוון z במערכת צירי גוף של כלי הטיס.

M – מומנט עלרוד מנורמל.

U – רכיב מהירות בכיוון x במערכת צירי גוף של כלי הטיס.

w - רכיב מהירות בכיוון z במערכת צירי גוף של כלי הטיס.

q - קצב עלרוד.

θ - זווית העלרוד.

כעת נגדיר את נגזרות היציבות הלא ממדיות בהן השתמשנו.

$$X_u = -\frac{\rho SU}{m} C_D$$

$$X_w = \frac{\rho SU}{2m}(C_D - C_{D\alpha})$$

$$X_{\delta e} = 0$$

$$X_{\delta T} = 1/m$$

$$Z_u = \frac{\rho SU}{m}(-C_l - C_{l\alpha})$$

$$Z_w = \frac{\rho SU}{2m}(-C_{l\alpha} - C_D)$$

$$Z_{\delta e} = \frac{\rho SU^2}{2m}(-C_{l\delta e})$$

$$Z_{\delta T} = 0$$

$$M_u = 0$$

$$M_w = \frac{\rho SUc}{2I_y}(C_{M\alpha})$$

$$M_{\dot{w}} = 0$$

$$M_q = 0$$

$$M_{\delta e} = \frac{\rho SU^2 c}{2I_y}(C_{M\delta e})$$

$$M_{\delta T} = 0$$

לאחר שחישבנו את כל נגזרות היציבות והצבנו את הערכים במטריצות קיבלנו מערכת משוואות המתארות את הדינאמיקה האורכית של המערכת. העברנו את המשוואות למישור לפלס ומצאנו את פונקצית התמסורת בין זווית העלרוד לבין זווית הגה גובה.

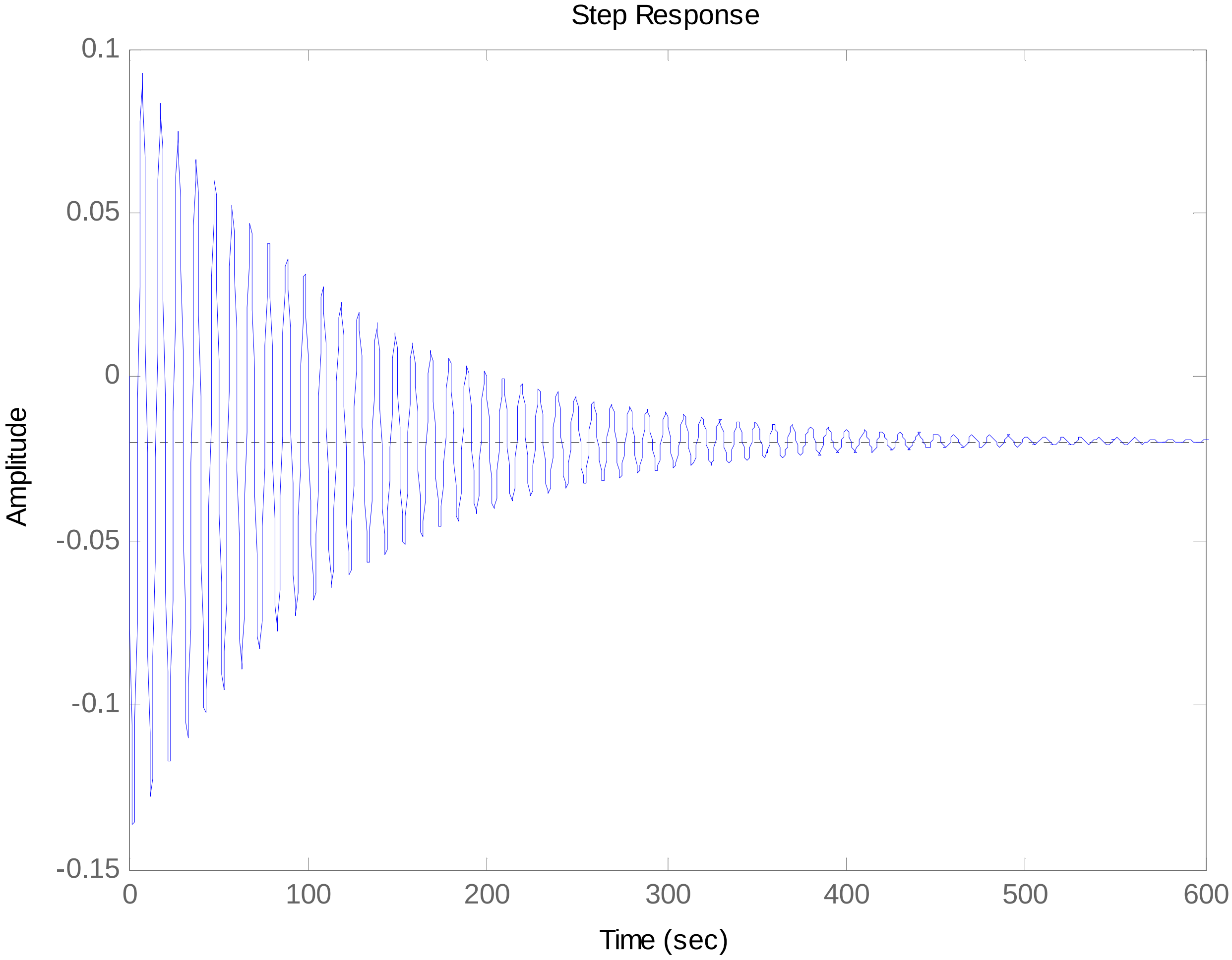
בפועל כל החישובים בוצעו ב – MATLAB . התוכנית למציאת פונקצית התמסורת מצורפת לדו"ח זה.

פונקצית התמסורת שהתקבלה היא:

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-0.71(s+0.104)(s+4.9587)}{(s^2+0.0175s+0.39)(s^2+5.2s+47.89)}$$

בדקנו את התגובה הדינמית של המערכת לכניסת פקודת שינוי של זווית העלרוד.
התגובה בעצם מתחלקת לשתי תגובות – התנודה הקצרה, והתנודה הארוכה (תנודת פוגואידה).
תנודת פוגואידה היא התנודה הבעייתית וחשוב לרסן אותה כמה שיותר טוב.
במקרה שלנו הריסונים עבור שתי התנודות היו נמוכים, כאשר לתנודת הפוגואידה כמעט ואין ריסון.
ניתן היה לצפות זאת. הריסון נוצר עקב מומנט הנוצר ע"י הגה גובה כאשר לכלי טיס יש קצב עלרוד (M_q). בתכן שלנו הגה גובה ומאזנות הם אותו משטח, ונמצאים במרחק קצר מאוד ממרכז מסה של כלי הטיס (יחסית לכלי טיס קונבנציונליים). לכן בתכן שלנו המומנט הנ"ל זניח (כמו גם הריסון הנובע ממנו).

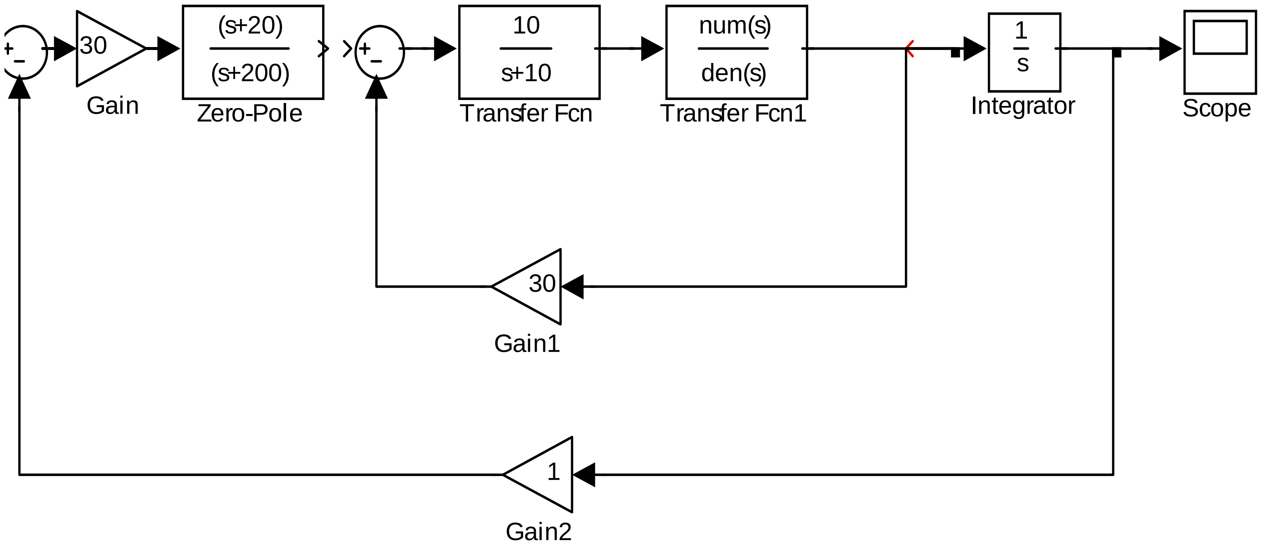
להלן התגובה של המערכת ללא הבקרה והריסונים של שתי התנודות:



$\xi_{ph} = 0.014$ $\xi_{sp} = 0.376$

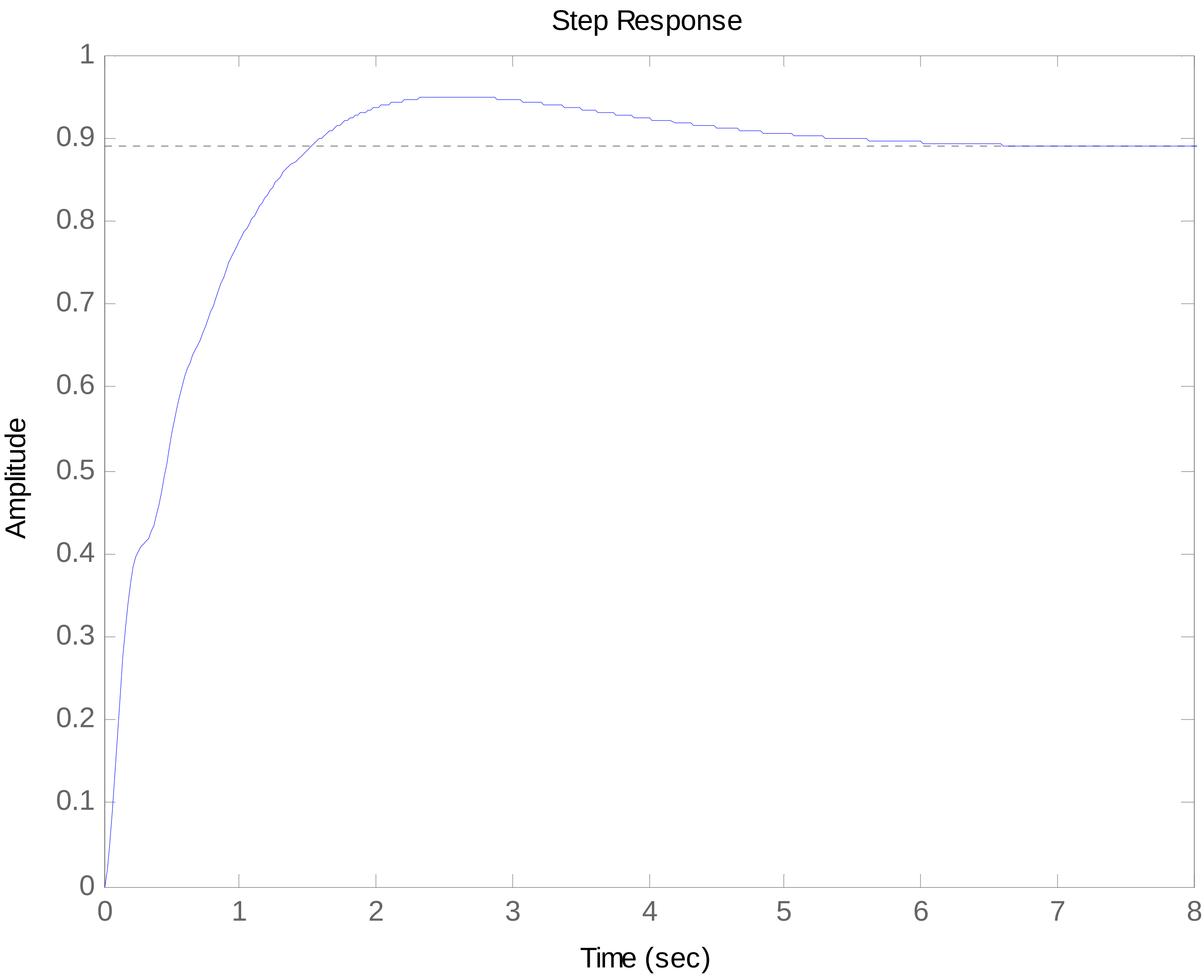
$\omega_{ph} = 0.625$ $\omega_{sp} = 6.92$

המערכת אמנם מגיעה לערך זווית העלרוד המבוקש, אבל בפועל, הזמן שלוקח לכלי הטיס להגיע לערך הזוית המבוקש הוא לא מעשי, וכמובן לא מאפשר שליטה על הכלי.
תכננו מערכת בקרה המורכבת משני חוגים – חוג בקרה פנימי על קצב העלרוד וחוג בקרה חיצוני על זווית העלרוד.



ניתן לראות שנאלצנו להכניס רשת תיקון, והשתמשנו בהגברים גבוהים. כל אלה ידרשו משאבים גדולים ממערכת הבקרה.
כל הנ״ל נובעים מהקשיים שתיארנו בהסבר על המערכת ללא הבקרה.

להלן הביצועים של המערכת עם מערכת בקרה:



ניתן לראות לאחר חיבורה של מערכת הבקרה, כלי הטיס מגיע לזווית המבוקשת בזמן סביר של כ – 6 שניות, כאשר בפועל ההגעה לזווית המבוקשת מתבצעת תוך כ -2 שניות, ולאחר מכן ישנה תנודה קטנה זווית ערך הזוית המבוקש.

אולם בגלל רשת התיקון שנאלצנו להוסיף איננו מגיעים לערך הרצוי, אלא לכ – 90% מהערך הרצוי.

במונחים של בקרה – קיימת שגיאת מצב מתמיד.

בקרה רוחבית:

בדומה לסעיף קודם נרשום את המשוואות המתארות את הדינאמיקה הרוחבית של כלי הטיס.

נרשום את המשוואות ישירות בצורה מטריציונית :

$$\begin{pmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Y_v & 0 & -1 & g/U_0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} Y_{\delta a}/U_0 & Y_{\delta r}/U_0 \\ L_{\delta a} & L_{\delta s} \\ N_{\delta a} & N_{\delta s} \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -Y_v \\ -L_\beta \\ -N_\beta \\ 0 \end{pmatrix} \beta_g$$

$$\beta_g = \frac{v_g}{U_0}$$

Y – כוח מנורמל בכיוון y במערכת צירי גוף של כלי הטיס.

L – מומנט מנורמל סביב ציר x במערכת צירי גוף של כלי הטיס.

N – מומנט מנורמל סביב ציר z במערכת צירי גוף של כלי הטיס.

U_0 - מהירות הטיסה של כלי הטיס.

ϕ - זווית גלגול.

β - זווית החלקה.

p – קצב גלגול.

r – קצב סבסוב

סימן האינדקסים – לפי איזו השפעה גוזרים את הביטויים.

כעת נגדיר את נגזרות היציבות הרוחביות (הלא ממדיות):

$$Y_v = 0$$

$$Y_p = 0$$

$$Y_r = 0$$

$$Y_{\delta a} = 0$$

$$Y_{\delta s} = 0$$

$$L_\beta = \frac{\rho S U^2 b}{2I_x} C_{L\beta}$$

$$L_p = \frac{\rho S U b^2}{4I_x} C_{Lp}$$

$$L_r = \frac{\rho S U b^2}{4I_x} C_{Lr}$$

$$L_{\delta a} = \frac{\rho S U^2 b}{2I_x} C_{L\delta a}$$

$$L_{\delta s} = 0$$

$$N_\beta = \frac{\rho S U^2 b}{2I_z} C_{N\beta}$$

$$N_p = \frac{\rho S U b^2}{4I_z} C_{Np}$$

$$N_r = \frac{\rho S U b^2}{4I_z} C_{Nr}$$

$$N_{\delta a} = 0$$

$$N_{\delta s} = \frac{\rho S U^2 b}{2I_z} C_{L\delta s}$$

לאחר שחישבנו את כל נגזרות היציבות והצבנו את הערכים במטריצות קיבלנו מערכת משוואות המתארות את הדינאמיקה הרוחבית של המערכת. העברנו את המשוואות למישור לפלס ומצאנו את פונקצית התמסורת בין זווית הגלגול לביו זווית הטיית המאזנות.

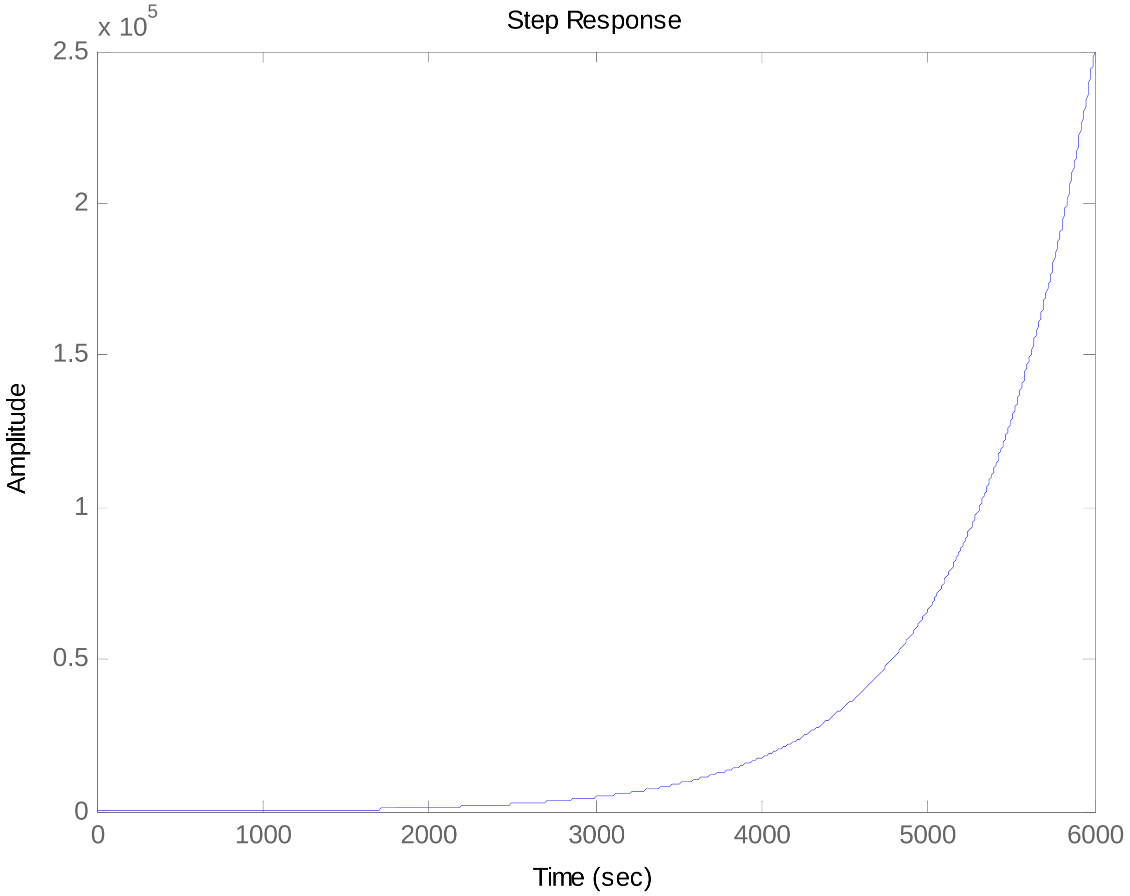
בפועל כל החישובים בוצעו ב – MATLAB . התוכנית למציאת פונקצית התמסורת מצורפת לדו"ח זה.

פונקצית התמסורת המתקבלת היא:

$$\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{12.95s^2 + 2.422s + 10.1}{s^4 + 9.677s^3 + 18.96s^2 + 85.24s - 0.1127}$$

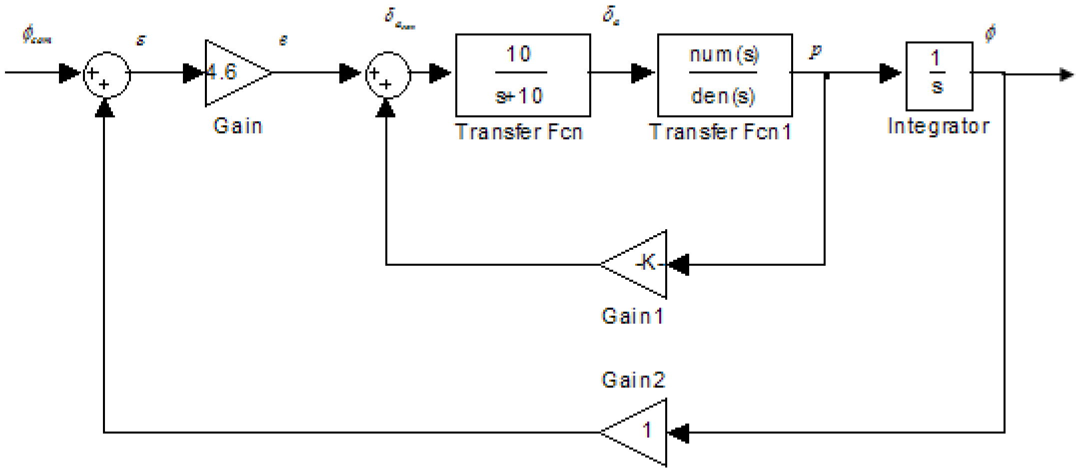
בדקנו את התגובה הדינמית של המערכת לכניסת פקודה של זווית גלגול. התגובה מורכבת משלוש תנודות. תנודה אחת היא תנודה הנקראת "גלגול הולנדי" – זוהי התנודה הנוצרת עקב פיגור פאזת הסבסוב אחר הגלגול. תנודה נוספת הינה תנודה כתוצאה מהשהיית גלגול. התנודה האחרונה היא התנודה הנקראת "התבדרות לוליינית". התנודה האחרונה היא תנודה לא יציבה וגורמת להתבדרות התגובה.
השליטה הרוחבית על כלי הטיס שלנו היא בעייתית עקב העדר המייצב האנכי, ועקב העדר ה – rudder. בכלי טיס שלנו השתמשנו בספליטר במקומו של ה – rudder , אך הספליטר איננו רציף ומבחינת הבקרה הרבה יותר יעיל מה – rudder.

להלן התגובה של המערכת לפקודת מדרגה בזווית הגלגול (ללא מערכת הבקרה) :

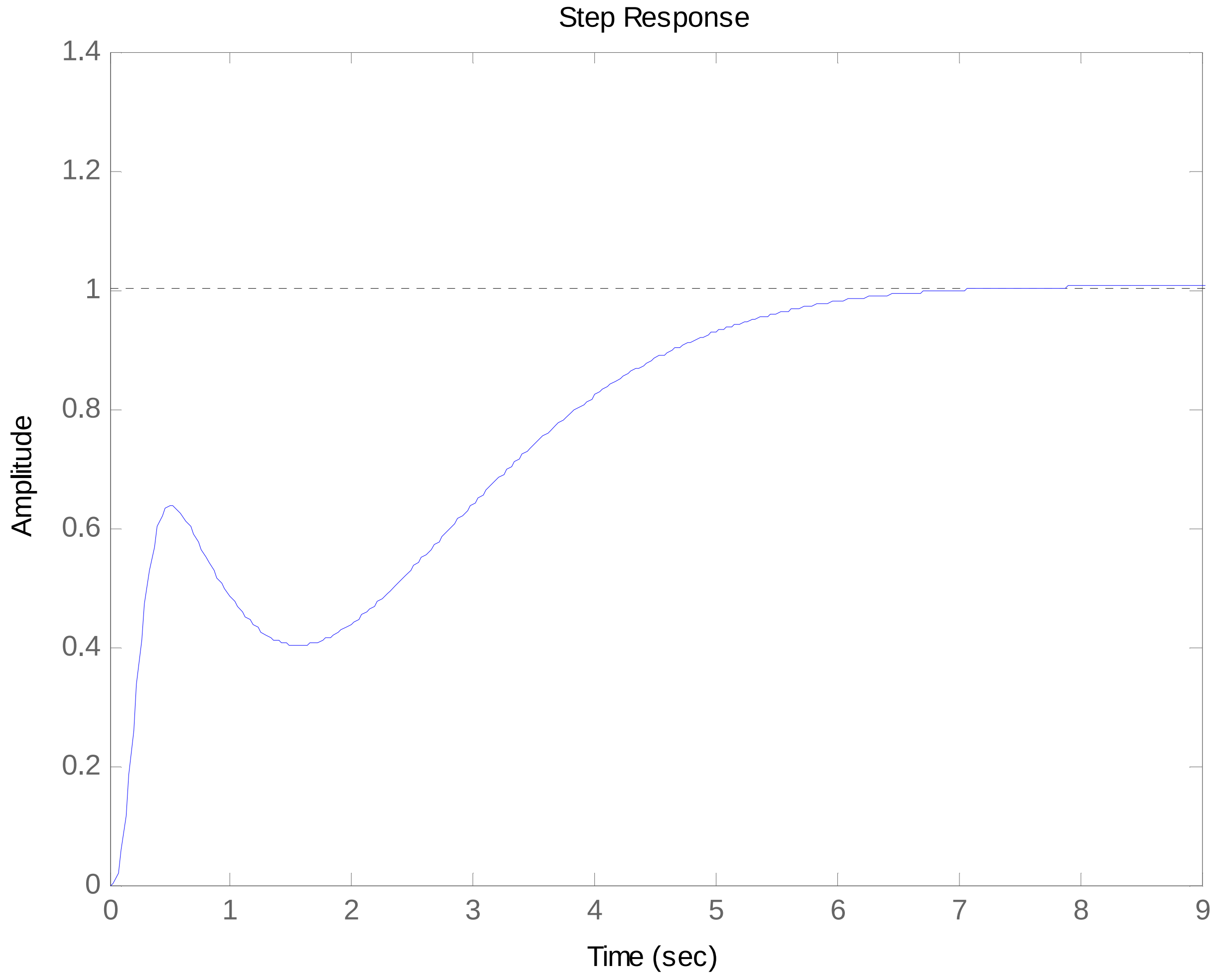


ניתן לראות, שבמישור האורכי, כלי הטיס לא ניתן לשליטה.

תכננו מערכת בקרה המורכבת משני חוגים – חוג פנימי השולט על קצב גלגול, וחוג חיצוני השולט על זווית הגלגול. בתכנון הצלחנו להימנע משימוש ברשת תיקון, ולכן נקבל שגיאת מצב מתמיד 0.
כלומר המערכת תעקוב במדויק אחר הפקודה הנכנסת.



להלן התגובה הדינמית (עם מערכת הבקרה) לכניסת מדרגה של זווית הגלגול:



ניתן לראות כי המערכת אכן עוקבת במדויק אחר הפקודה. המערכת מגיעה לערך הרצוי תוך 6 שניות. התגובה של המערכת איננה ליניארית לגמרי.

מודל מנהרה

במסגרת הפרויקט רצינו לעשות ניסויי מנהרה כדי לאמת את החישובים התיאורטיים, לכן יצרנו דגם מנהרה למודל שלנו. בפרק זה נרחיב על כל תהליך יצירת דגם המנהרה.
לפי תנאי הטיסה האמתיים שלנו ביצענו את ניסוי במנהרה התת קולית, עקב מגבלת הרוחב של המנהרה שהיא רוחב דגם מקסימאלי של כ 60 ס״מ הקטנו פרופורציונאלית את מימדי המזל״ט ביחס של 5.5 כיוון שרוחב המזל״ט הוא 320 ס״מ.
דגם המנהרה הראשוני תוכן ליצור בשיטת ה CNC אך עקב עלות גבוה וחוסר זמן לסיום הפרויקט הוצגה בפנינו שיטה יצור חדשה בפקולטה ע״י ד״ר אהוד קרול.
השיטה נקראת Rapid Prototyping (הדפסה תלת מימד)
דגם החלק אותו הנו רוצים ליצר משרטטים בעזרת תוכנת תיב״מ לפי המידות אותן רוצים.
תוכנת ההדפסה יודעת לקרוא קבצי STL. קבצים אלו לוקחים את תצורת החלק המקורי ומתרגמים את התצורה לבניה בעזרת אלפי משולשים לפי קורדינאטות במרחב. במהלך ההדפסה התלת ממדית המוכנה משתמשת שבני סוגי חומרים: חומר בניה של החלק שהוא טיפות נוזליות של הפולימר וחומר תמיכה זמני אשר נמצאה במקומות בהן יש רווחים ואין חומר של החלק. תמיכה זו נחוצה עד לסיום הבניה במדפסת על מנת לתמוך בכל השכבות.המדפסת בונה את החלק שיכבה אחר שיכבה כאשר היא יודעת על פי הקובץ היכן להשים את החומר ואיזה סוג חומר צריך תמיכה או בניה בין שיכבה לשכבה חושפים את החומר לאור אשר מקשה את החומרים ומאפשר את בנית השכבה הבא. לאחר סיום הבנית החלק שוטפים בלחץ מים גבוה את החומר התמיכה ואז אותו מקום נשאר חלול כפי שתוכנן.
עובי כל שיכבה הוא 0.01 מ״מ ולכן זהו גם הטולרנס של הדגם שאפשר לקבל.

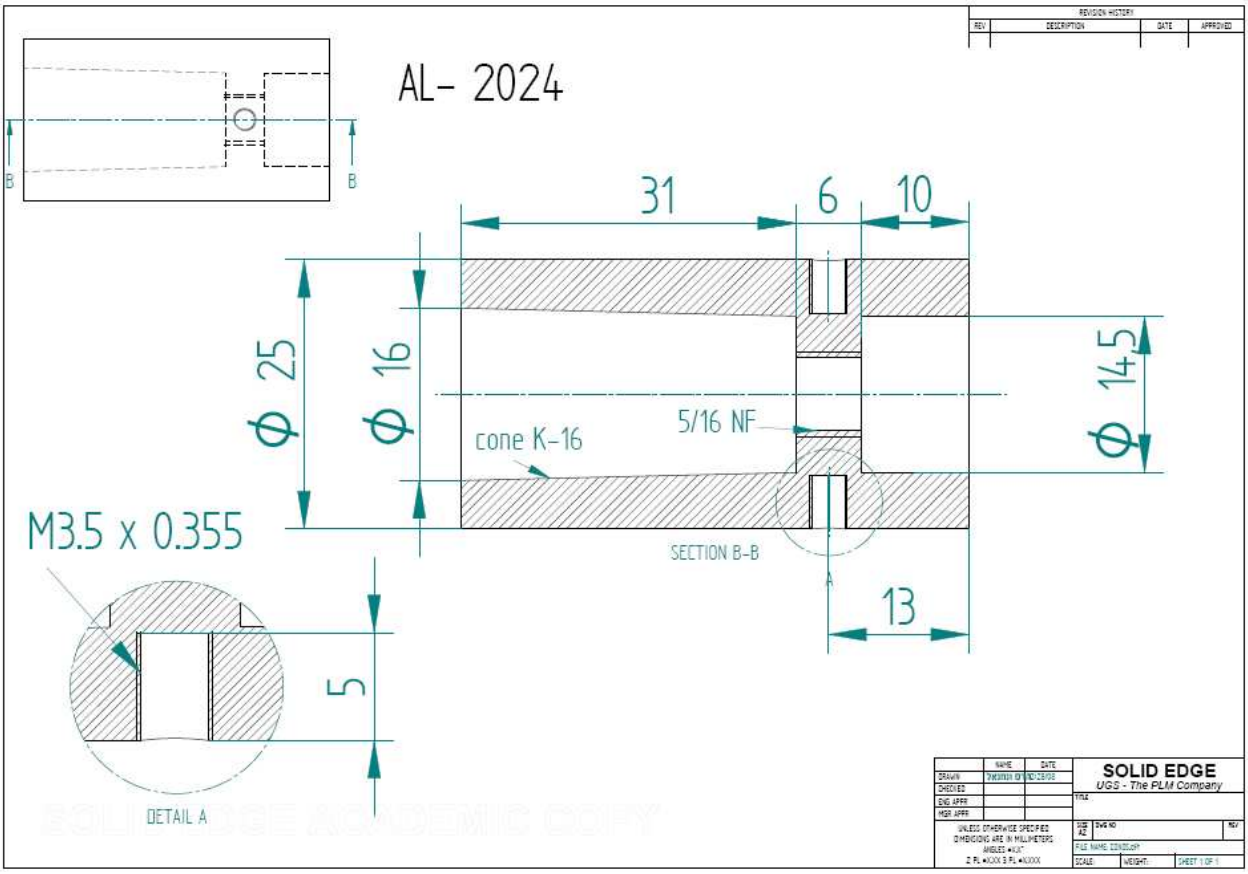
נתוני החומר המתקבל הם:

במדפסת שבה השתמשנו מגבלת גודל החלק הייתה 25X25X25 ס״מ.
בתצלום הבא ניתן לראות מדפסת תלת מימד כל מני חלקים אשר נוצר בה.

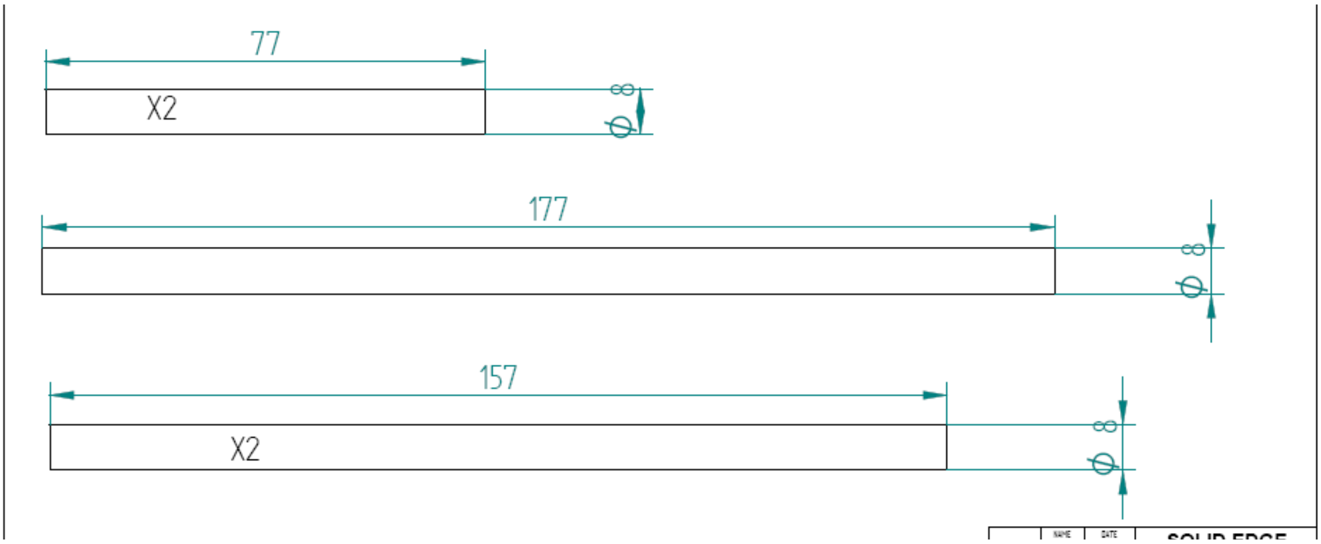
עקב מגבלות גודל ההדפסה האפשרי,חוזק החומר ודרישות פירוק וההרכבה במנהרת רוח ותוכנית הניסוי. תכננו את הדגם כך שיורכב מ4 חלקים מרכזים גדולים: גוף מרכזי, חלק קדמי ו2 כנפיים ובנוסף מספר הגאיים בזויות שונות לפי תוכנית הניסוי. חלקים אלו הדפסו בתלת מימד. בנוסף יצרנו מאלומיניום מוטות חיזוק וחיבור בין החלקים השונים וקונוס מתאם בין המודל ל״בלאנס״ של המנהרה.
נפרט על כל אחד מין החלקים איך כולם מתחברים ביחד.

קונוס המתאם:

חלק זה עשוי מאלומיניום ומתחבר לגוף המודל על ידי שני ברגים. לאחר שהחלק נמצא בתוך המודל הנו מלבישים אתו על מוט הבלאנס וסוגרים אותו מקדימה בעזרת בורג לכן המודל צריך להתפרק בחלק הקדמי על מנת לאפשר להרכיב אותו. ניתן לראות בשרטוט את המידות הבלאנס שתכננו על פי דרישות צוות המנהרה.

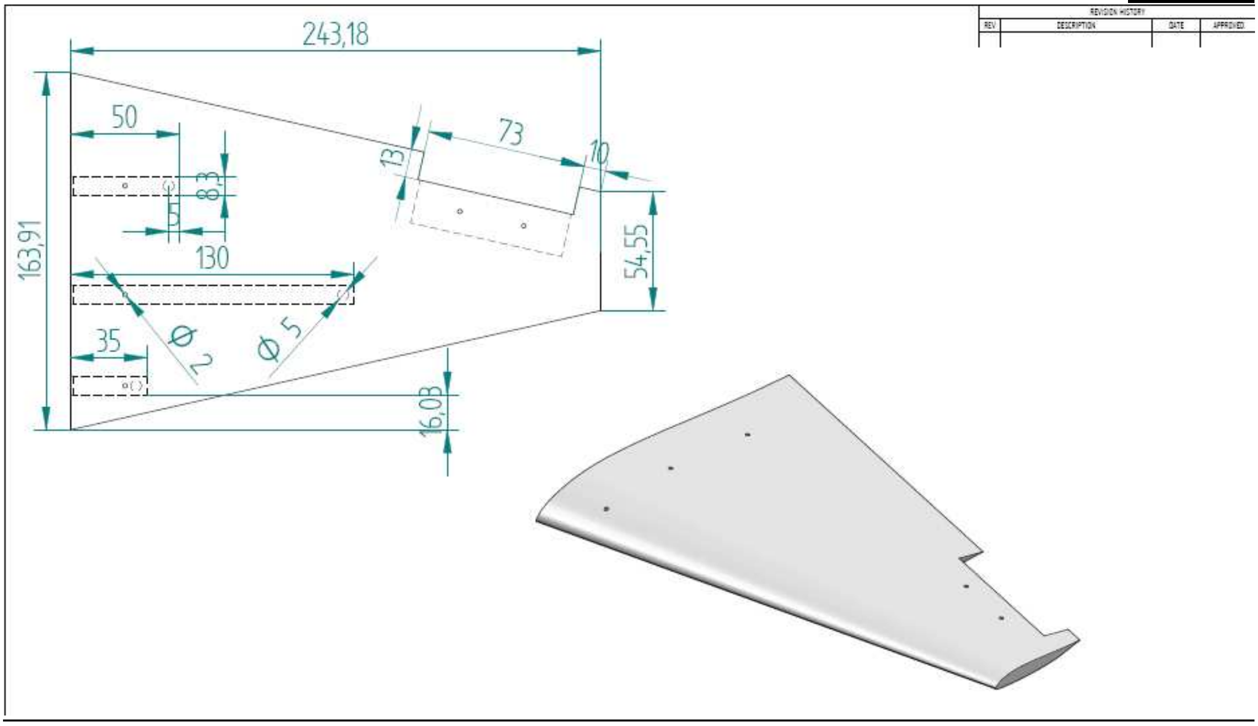


בנוסף יצרנו מאלומיניום גם 5 מוטות באורכים שונים אשר משמשים לחיזוק המודל ולחיבור בין החלקים כפי שנבהיר בהמשך. בשרטוט ניתן לראות את המידות של המוטות.



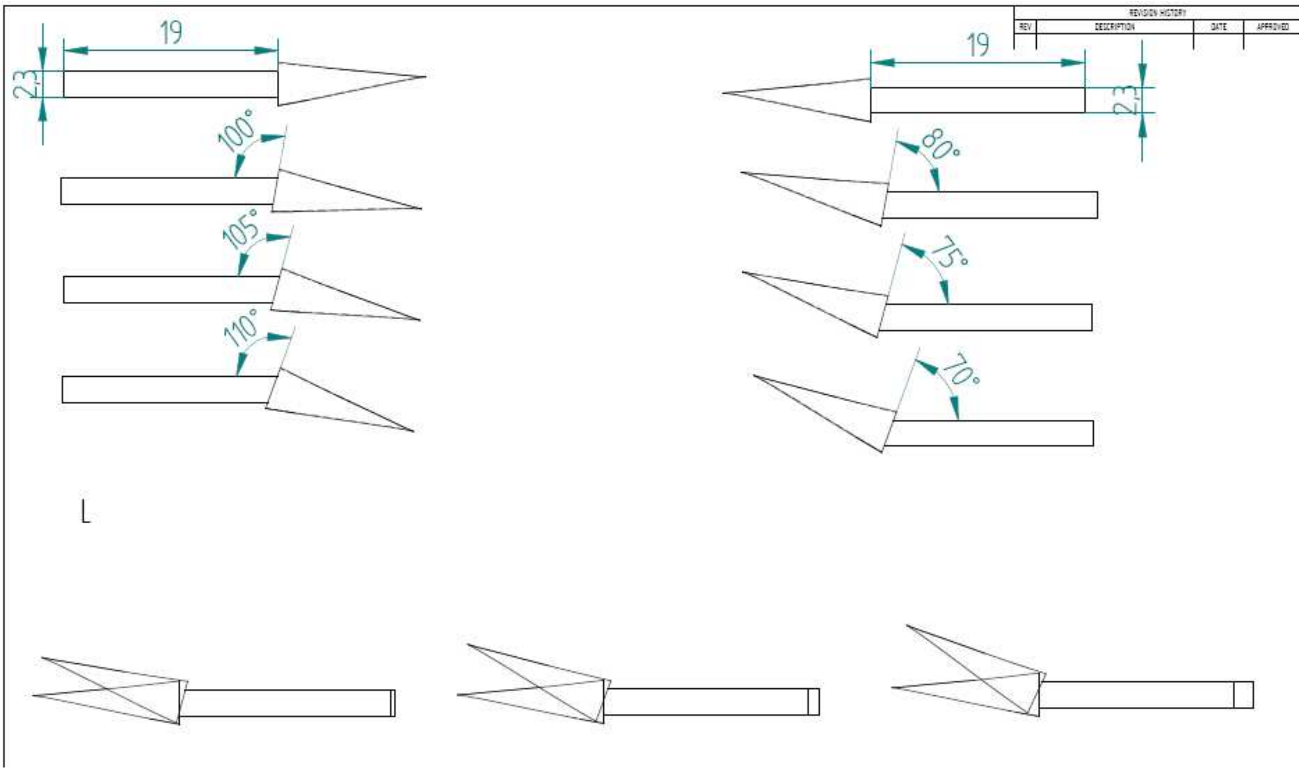
לאחר שהרכבנו את המודל סימנו בכל המוטות היכן נופלים החורים של חיבור לחלקים משני צדי המוט, ואז יצרנו קדחי הברגה שישמשו לחיבורי החלקים, סימון החורים במוטות עשינו רק לאחר שבנינו את המודל על מנת שלו היו לנו טולרנסים.

הכנפיים:

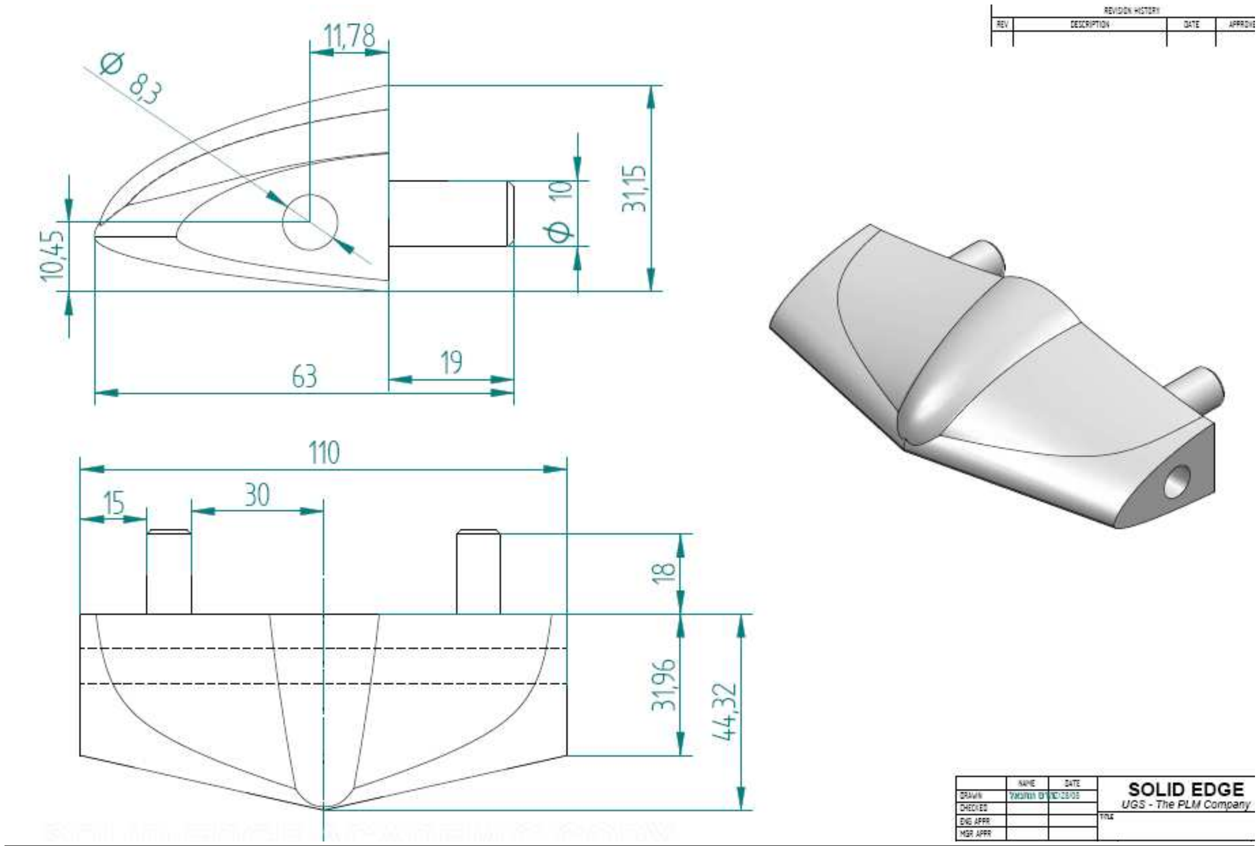


השרטוטים נצרו רק על מנת לתת הסבר ותחושה של איך החלקים נראים ומתחברים לכן המידות הם לא לפי הסטנדרט הנדרש זאת כיוון שאין צורך בשרטוטים על מנת לייצר כי המכונה קוראת את המידות ישירות המקובץ שאנו נותנים לה. המידות הן במ״מ.
בשרטוט הכנף הנו רואים את שלושת החורים של המוטות הנכנסים לתוך הכנף על מנת לחזק אותה ובנוסף ישנם 3 חורים קטנים שבעזרתם מחברים את המוטות לכנף. בתהליך ההדפסה בחורים אלה נמצאה חומר התמיכה ועל מנת לאפשר לחומר לצאת מקדח צר ואורך כזה בסוף כל קדח יצרנו חור אשר יאפשר לחומר לצאת בזמן שטיפתו.
על מנת לאפשר שינוי זוויות ההגאיים החלטנו ליצור בכל כנף מגרעת חלולה אשר לתוכה נכניס את ההגאים שיצרנו בזוויות שונות. את ההגאיים אנו מחברים עם פינים כנף בשרטוט ניתן לראות את המגרעת ואת שני החורים לפינים.

ההגאיים:
בשרטוט הבא ניתן לראות את כל מההדים שיצרנו לפי דרישות תוכנית הניסוי.


REVISION HISTORY
REV
DESCRIPTION
DATE
APPROVED
19
2.3
100°
105°
110°
19
2.3
80°
75°
70°
L

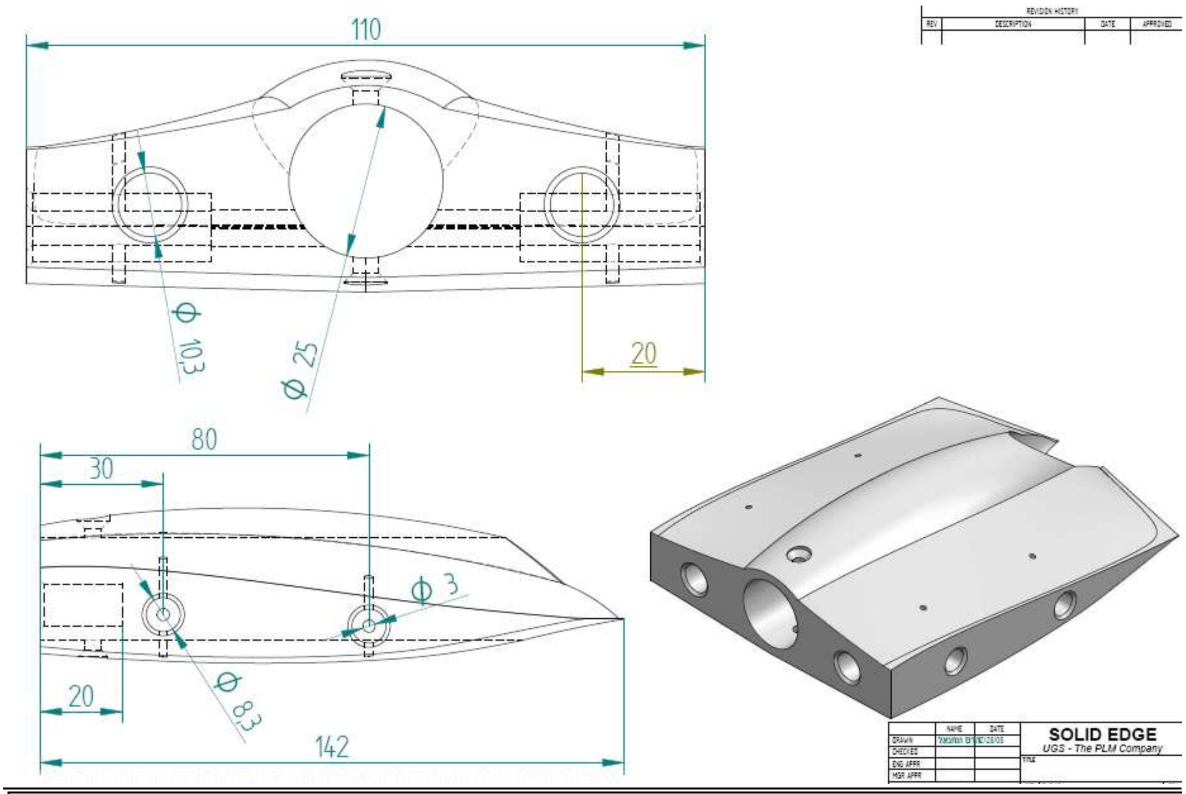
החלק הקדמי

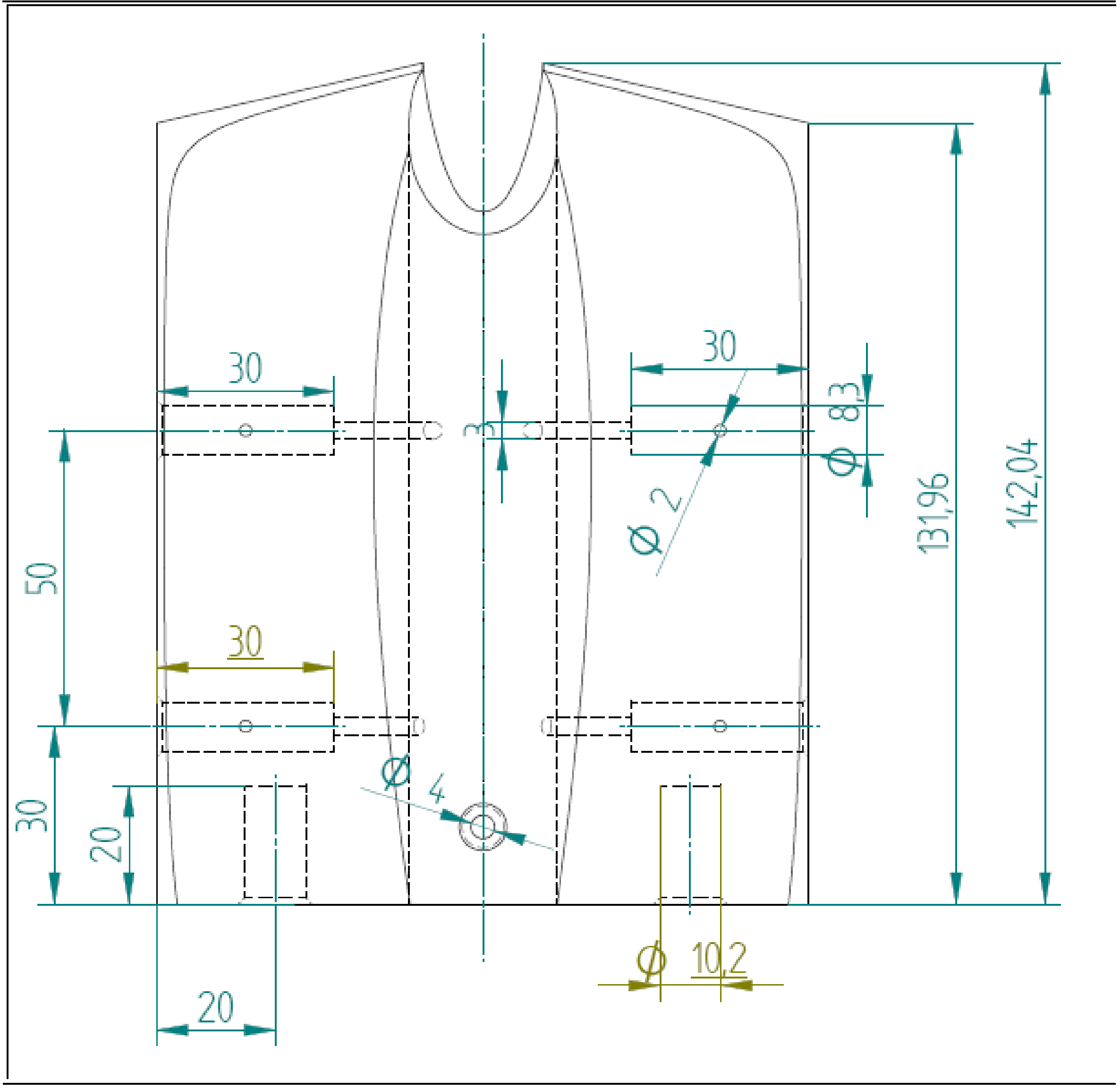


ניתן לראות בשרטוט שבחלק הקדמי עובר לרוחבו קדח בשביל שהמוט הקימי יעבור בו יתחבר גם לכנף השנייה כך בעצם הכנפיים והחלק הקדמי מתחברים ביחד. שני הפינים בחלקו האחורי נועדו על מנת להתחבר לגוף המרכזי שבו יש שני חורים מתאימים בגודל ובמרחק שלהם.

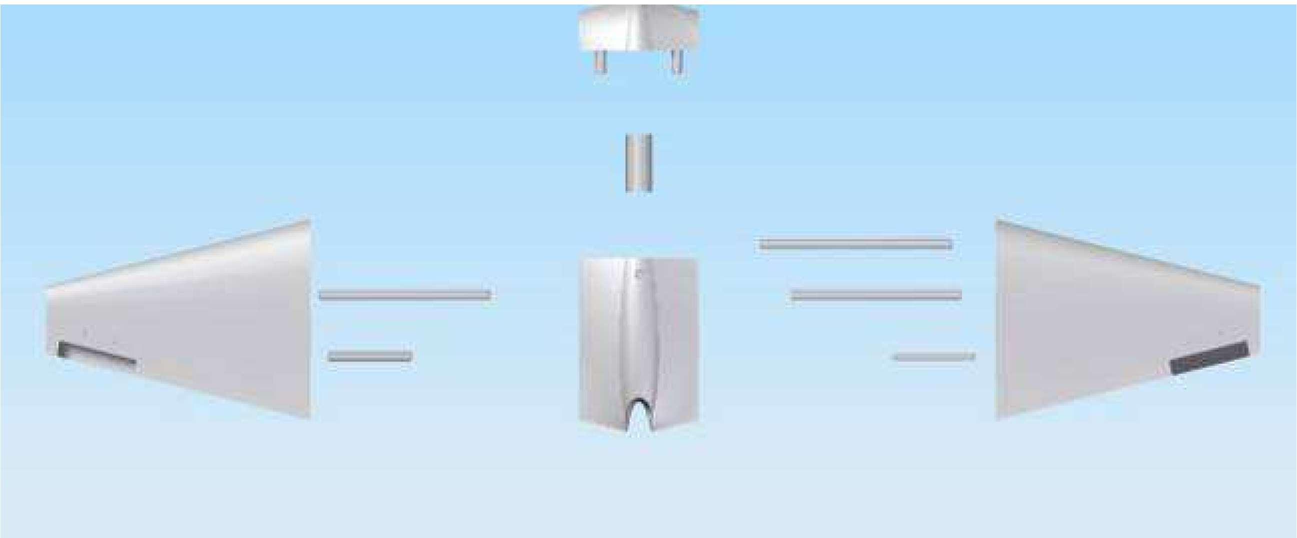
הגוף המרכזי:

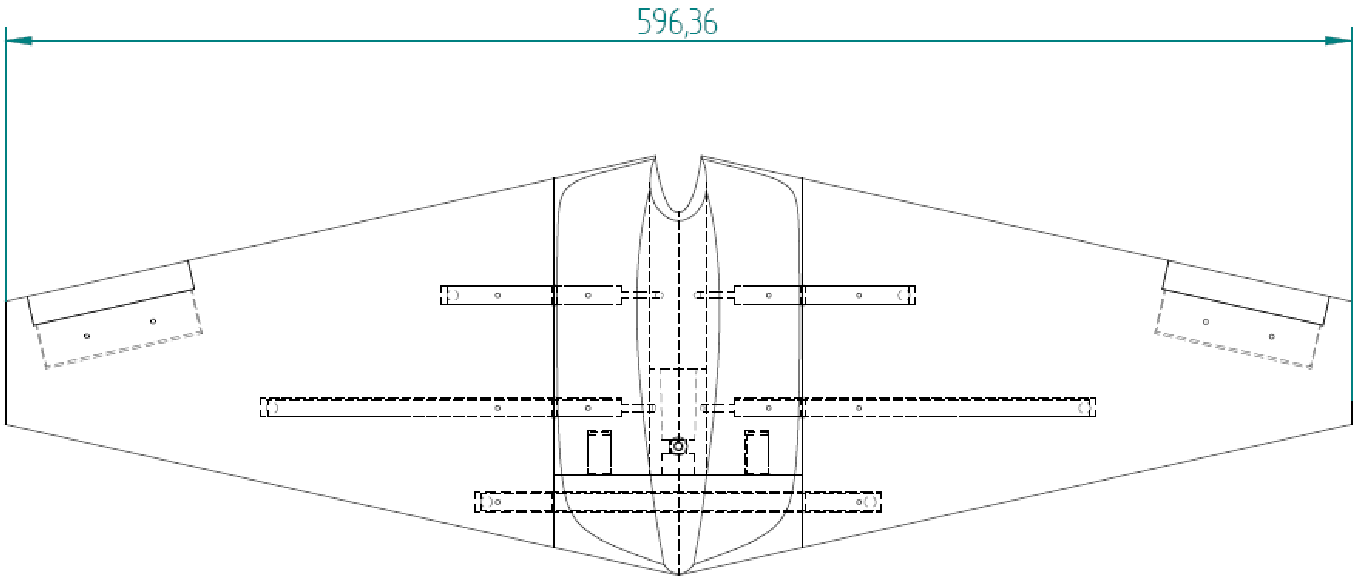
ניתן לראות השרטוטים הבאים את החלק ובו חור במרכז החלק שבו יושב הקונס המתאם ושני הכנות לברגים מלמעלה ומלמטה כדי לקבעה אותו לגוף. מלפנים רואים את שני החורים שנועדו לפינים של החלק הקידמי. בצדדים של החלק ישנם שני חורים לשני המוטות שנשארו ובכך מחברים את הכנפיים לגוף המרכזי. גם כאן תכננו חורים אשר יוצעו את חומר התמיכה באת השטיפה אבל כיוון שהם היו קטנים מדי הם לא הועילו.תפקיד נוסף היה לחורים עלו אבל הסתבר שזה לא כול כך חשוב והוא לאפשר להוציא את האוויר שכלאו בתוך החור בזמן הכנסת המוט ובכך לא לגרום ליצירת לחץ שיתנגד להכנסה "כמו במזרק סתום שדוחסים".


110
Φ 10,3
Φ 25
20
80
30
Φ 3
20
Φ 8,3
142
SOLID EDGE
UGS - The PLM Company

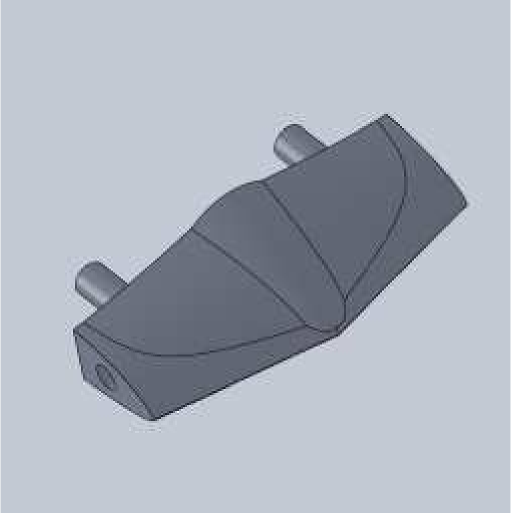

30
30
8,3
3
Φ 2
131,96
142,04
50
30
30
20
Φ 4
20
Φ 10,2

בסופו של דבר כאשר הנו מחברים את כל החלקים אז נוצר מצב כל חלק מחובר לכמה חלקים יחד וזה מחזק את יציבות המודל הבנוי.בתמונה ניתן לראות איך החליקם מתחברים אחד לשני והדגם מורכב סופי כפי שתכננו בתוכנת התיב"מ.

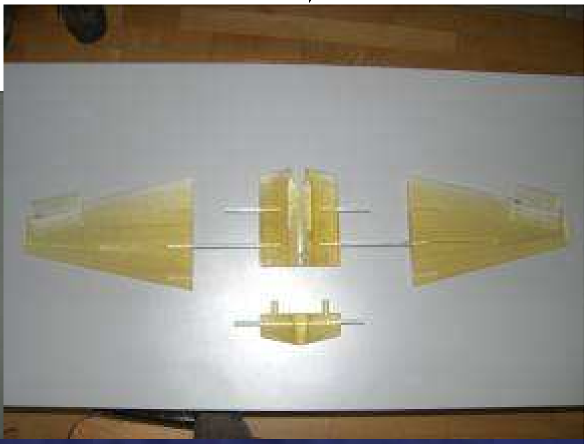




<u>החלקים המיוצרים:</u>
לאחר יצור כל החלקים במדפסת ובבית המלאכה של הפקולטה. הרכבנו את המודל וראנו שהדיוק שקיבלנו הוא אכן בקירוב 0.01 מ"מ ואף פחות ומכיוון שהתחשבנו מראש בטולרנס במידות שתכננו אז ההרכבה הייתה חלקה ומדויקת. ניתן לראות התמונות הבאות את החלק המתוכנן בתוכנה מול החלק המיוצר במדפסת.



בתמונות הבאות ניתן לראות את המודל מפורק, מורכב עם כל החליקם ובתוך מנהרת הרוח:



יתרונות יצור מודל מנהרה במדפסת תלת מימד:

1. עלות נמוכה מאוד לעומת יצור בעיבוד שבבי.
2. זמן יצור קצר הערך יום וחצי עבודה ליצור כל החלקים.
3. יכול יצור חלקים נעים ומסובכים.
4. דיוק (טולרנס) מספיק קטנה לצורכים שלנו.

חסרונות:

1. הגבלת גודל חלק שניתן ליצר ולכן יש צורך לפרק מודל גדול לכמה חלקים, גורם לסיבוכיות וצורך בתכנון חיבור החלקים אחד לשני.
2. חוזק החומר של המודל חלש יותר משל מודל עשוי אלומיניום, ולכן יש צורך לעשות את החיבורים ממוטות קשיחים יותר על מנת לעמוד לכוחות הפועלים בזמן הניסוי.
3. טיב שטח הפנים אינו חלק ביצור, מה שיכול לגרום להפרעות בזרימה ולשגיאות קטנות.
4. החומר ממנו עשויים החלקים עובר זחילה במשך הזמן ולכן הדגם לא נשאר אותו דבר ומעבד מצורתו לאחר כמה חודשים, לכן הדגם טוב לניסויים בהפרשי זמן קצרים.

בסיכומו של דבר אנו ממליצים על תהליך יצור מודל מנהרה במדפסת תלת מימד. מודל זה נותן מענה מספיק טוב לדרישות אותן אנחנו רוצים ומאפשר בעתיד כמעט לכל פרויקט לבנות מודל ולהיכנס ולחוות ניסוי מנהרה, לפני שהוא מסיים את התואר.

<u>ניסוי מנהרה</u>

בסיום הסמסטר השני, בוצע ניסוי מנהרה ע״מ לאמת את תוצאות החישובים התיאורטיים. הפרמטרים העיקריים אותם ביקשנו למדוד ולאמת הם :

1. שיפוע קו העילוי , מציאת זווית ההזדקרות ומציאת מקדם העילוי בשיוט.

2. מציאת הנק׳ הנייטרלית האורכית.

3. בדיקת היתכנות בקרת סבסוב ע״י ספליטרים.

4. בדיקת יעילותם של משטחי הבקרה ושליטתם על תנועת המטוס (גלגול ועלרוד).

תכנית הניסוי כללה את הניסויים הבאים :

<u>המישור האורכי :</u>

סריקת ז. התקפה בתחום של $+13^{o}_{deg} \leftrightarrow -4^{o}$, עם הגאים נייטרלים, וקבלת מומנט העלרוד ומקדם העילוי כנגד זווית ההתקפה. מנתונים אלו תחושב הנק׳ הנייטרלית האורכית. לאחר מכן חזרה על הניסוי פעמיים נוספות, בהטיה סימטרית של משטחי הבקרה, לבדיקת ההשפעה על מומנט העלרוד.

<u>המישור הרוחבי :</u>

הניסוי במישור הרוחבי חולק לשני חלקים. בראשון, נבדקה השפעת המאזנות על גלגול המטוס, ע״י ביצוע 3 ניסויים בזוויות פתיחה שונות. בחלק השני נבדקה שפעת הספליטרים על בקרת הסבסוב. ניסוי זה בוצע אף הוא ב 3 חזרות, כאשר בכל חזרה משתנה זווית פתיחת המשטח.

חלק I :

סרקת ז. החלקה בתחום של $+11^{o}_{deg} \leftrightarrow -11^{o}$ עם הגאים נייטרלים. לאחר מכן נבדקה השפעת פתיחה לא סימטרית של משטחי הבקרה (מתפקדים כמאזנות) על מומנט הגלגול. בניסוי נבדקו 3 זוויות שונות : $10^{o}, 15^{o}, 20^{o}$.

חלק II :

בחלק זה של הניסוי, משח הבקרה בכנף שמאל נשאר נייטרלי , ומשטח הבקרה בכנף ימין נפתח בזוויות שונות : $15^{o}, 20^{o}, 25^{o}$.

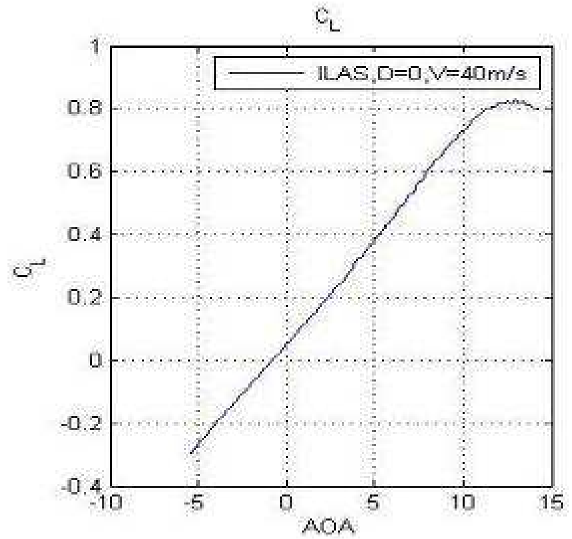
דגם הניסוי בתוך המנהרה

קנה המידה של הדגם הוא 1:5.5 , ולכן יש לשנות את תנאי הניסוי ע״מ להבטיח כי הזרימה תהיה זהה לזרימה בתנאים האמיתיים (מספר ריינולדס) .הניסויים בוצעו במהירות של $40_{m/s}$, שהיא כפולה ממהירות השיוט של המל״ט. שינוי זה נועד להבטיח כי נשאר בתחום מספרי הריינולדס הרצויים (זרימה טורבולנטית) ונמנע מאזור המעבר בין זרימה למינרית לטורבולנטית.

תוצאות הניסוי :

<u>מישור אורכי</u>

בדיקת שיפוע קו העילוי ומקדם העילוי :



שיפוע קו העילוי התאורטי (לפי Profili) הוא 4.8, ומהניסוי התקבל כי השיפוע הוא 3.6. הערך האמיתי קרוב לערך התאורטי, וההבדלים נובעים מאי דיוק החישוב התאורטי, ומההזנחות הכרוכות בחישובו.

מקדם עילוי בשיוט :

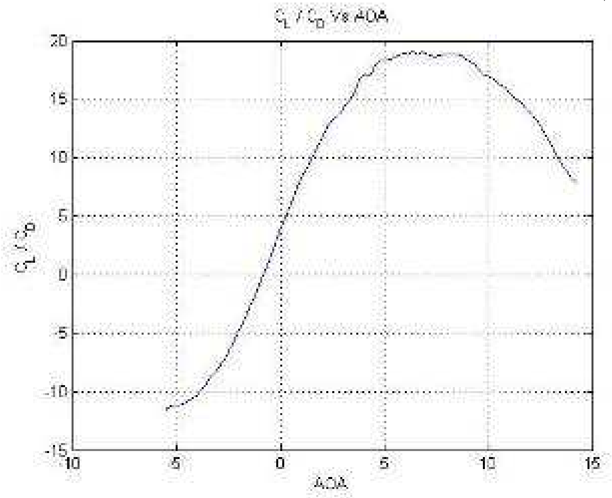
מקדם העילוי הדרוש לשיוט הוא 0.447 אשר לפי החישוב מתקבל בזווית התקפה של 6 מעלות. מנתוני הניסוי , מקדם העילוי הנ"ל מתקבל בזווית התקפה של 5.89 מעלות – הבדל זניח מהערך התאורטי.

זווית הזדקרות :

זווית ההזדקרות התאורטית היא 13 מעלות, בעוד הערך אשר התקבל בניסוי הוא 12.83 מעלות. גם במקרה זה, החישוב התאורטי מדוייק מאד.

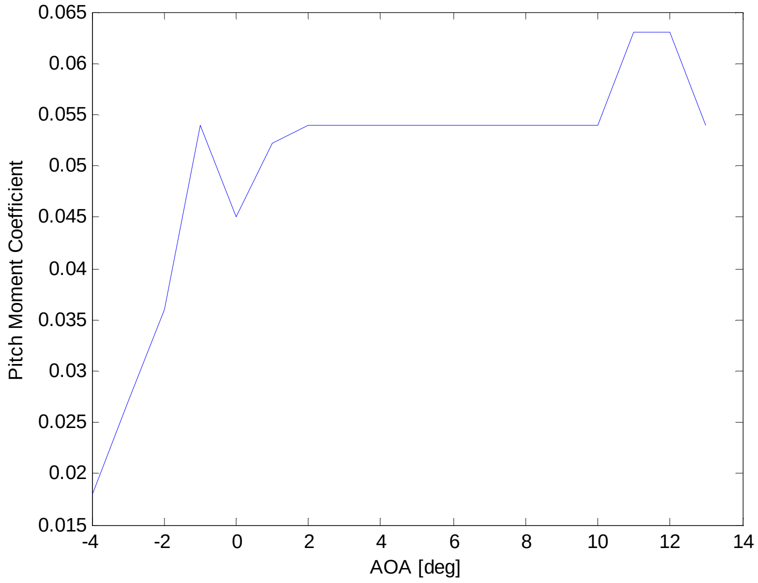
יחס L/D :

הערך המרבי לפי התאוריה הוא 20, כאשר מהניסוי התקבל כי הערך המרבי הוא 18.87 . התוצאה קרובה מאד לערך התאורטי.

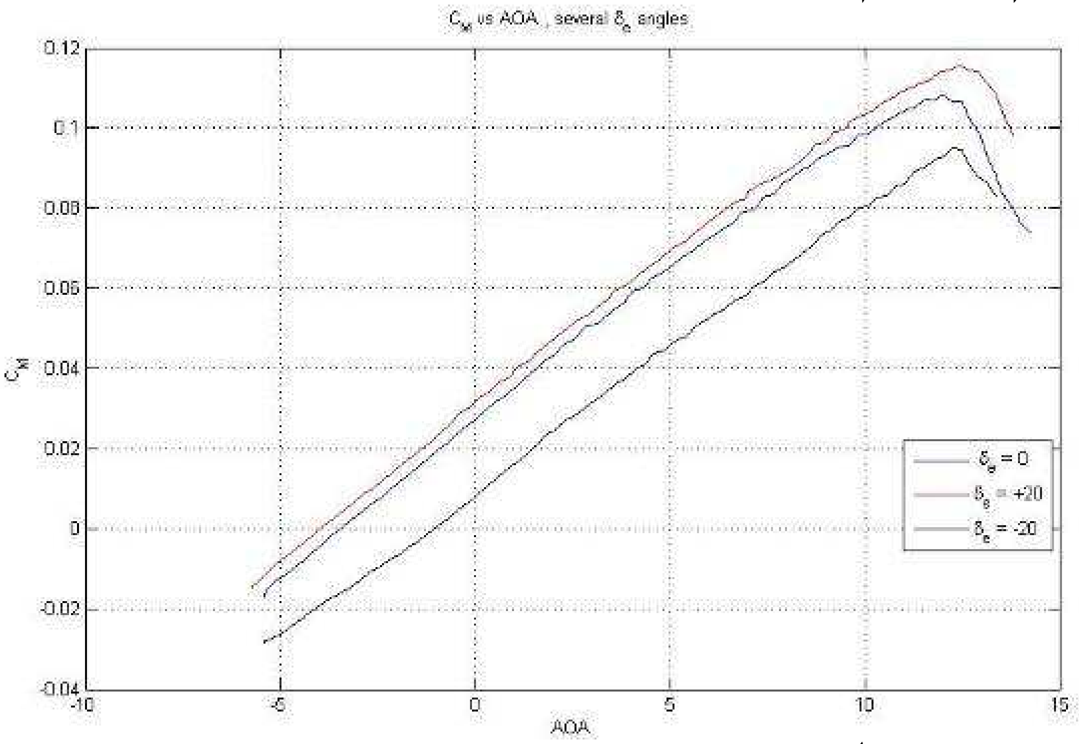


גרף מקדם מומנט העילוי והשפעת הגאי הגובה :

הגרף התאורטי הוא בעל הצורה הבאה :



לעומת הגרף אשר התקבל מהניסוי :

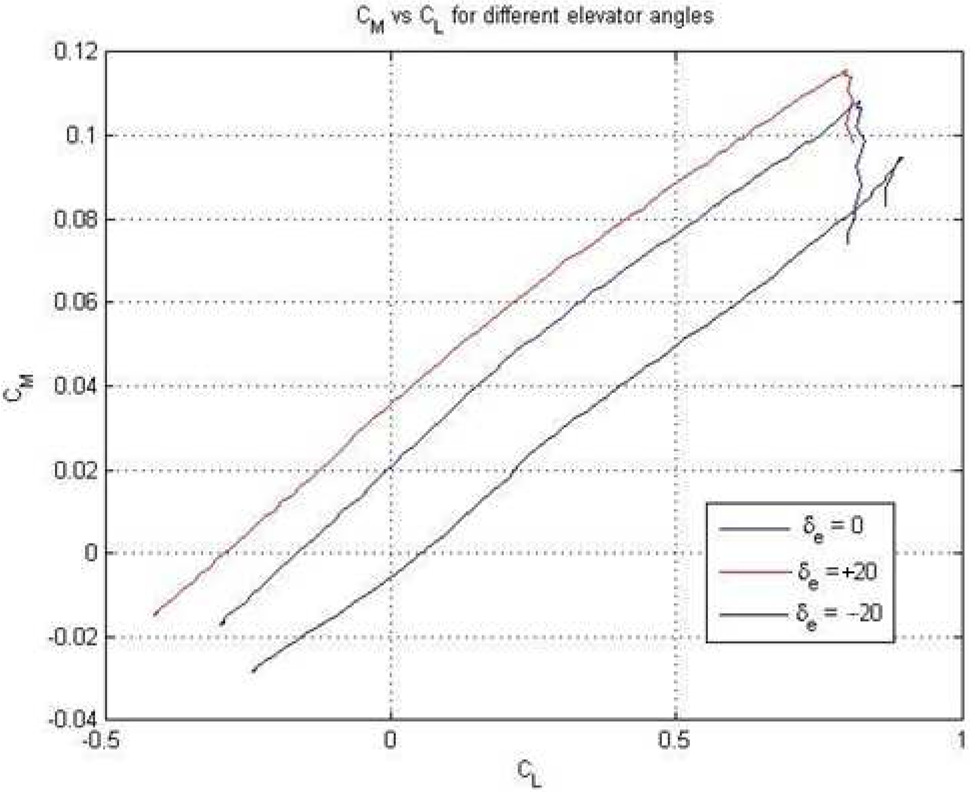


ניתן לראות את ההבדל המשמעותי במגמות – הגרף התאורטי קבוע ברוב זוויות ההתקפה החיוביות, בעוד הגרף אשר התקבל מהניסוי עולה לינארית בשיפוע קבוע בכל תחום הזווית (עד להזדקרות) . לא הצלחנו למצוא הסבר מדוע הפרופיל מתנהג באופן זה, אך מקריאה של חומר נוסף לגבי כלי טיס אחרים בהם נעשה שימוש בפרופיל מסוג REFLEX , למדנו כי התוצאות הנ"ל נפוצות בקרב המשתמשים ולא מדובר בבעיה מסוימת בכלי הטיס שלנו.

השפעת ההגאים : מהגרף ניתן לראות כי ההגאים פועלים בצורה תקינה , ומשנים את מומנט העלרוד בהתאם לכיוון בו הופעלו. הטיה חיובית של ההגאים (כלפי מעלה) יוצרת תוספת מומנט עלרוד חיובי (מרים אף) ובאופן דומה הטיה שלילית יוצרת מומנט מוריד אף.

מציאת הנקי הנייטרלית האורכית :

לצורך כך נעזרנו בגרף $C_M(C_L)$:

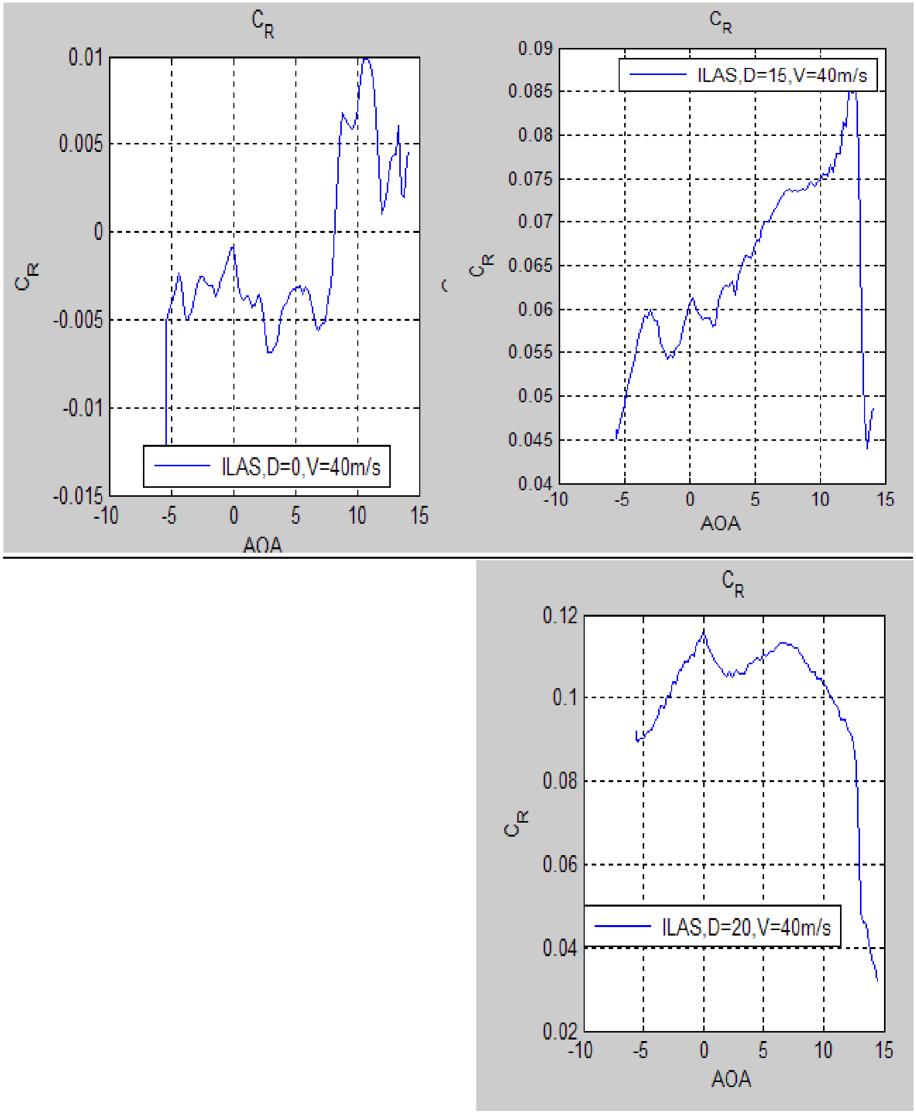


הגרף לינארי לחלוטין , ולכן הנקי הנייטרלית קבועה על ציר האורך של כלי הטיס. היא ממוקמת כ35.5 ס״מ מאף כלי הטיס. בנוסף , ניתן לראות כי הפעלת הגאי הגובה אינה משנה את מיקום הנקי (שיפוע הגרף אינו משתנה) ולכן הנקי קבועה בכל זווית התקפה , ולכל זווית הגאי גובה.

מישור רוחבי

בעת הפעלת משטחי הבקרה באופן דיפרנציאלי (אנטי סימטרי) הם פועלים כמאזנות ושולטים על תנועת הגלגול של המטוס. בדקנו 3 זוויות פתיחה שונות ע"מ לבחון את השפעת המאזנות על מומנט הגלגול :

$\delta_a = 20^0$ $\delta_a = 15^0$ $\delta_a = 0^0$



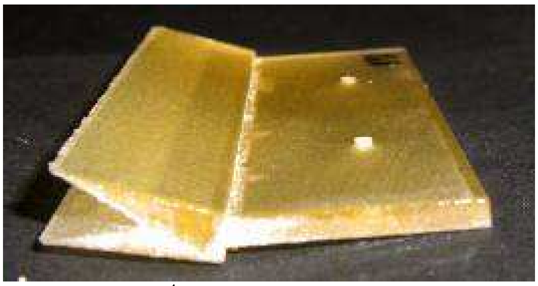
ניתוח התוצאות :

מהגרף עבור הגאים נייטרלים, ניתן לראות כי הדגם סימטרי, שכן אין הבדל במומנט בזוויות התקפה שליליות וחיוביות. מסקנה נוספת היא כי המאזנות מתפקדות כמצופה – פתיחה חיובית של המאזנות (מאזנת שמאלית יורדת, מאזנת ימנית עולה) יוצרת מומנט גלגול חיובי (עם כוון השעון) .

בדיקת ספליטרים :

הספליטרים תוכננו לפעול באופן הבא : החלק התחתון של הספליטר נשאר עם הפרופיל התחתון, בעוד חלקו העליון מתרומם בזווית מבוקרת ומייצר גרר על הכנף , וע"י כך מייצר מומנט סבסוב.

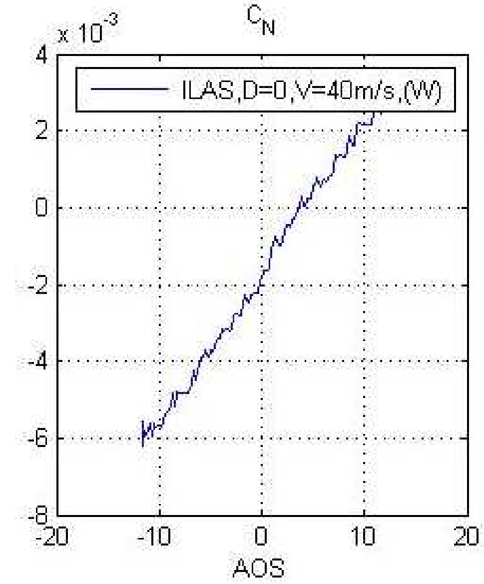
תמונה של ספליטר :

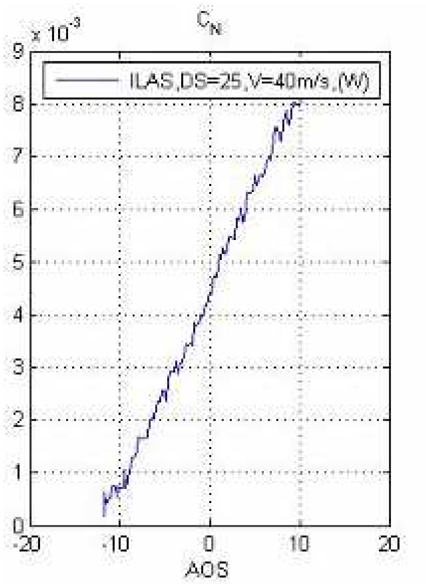


הניסוי נערך באופן הבא : בכנף ימין הותקן הגה נייטרלי , ובכנף שמאל הותקן ספליטר בזווית פתיחה מסויימת. בשלב זה בוצעה סריקה של זוויות החלקה, לקבלת נתונים על מומנט הגלגול והסבסוב המתקבלים.

להלן התוצאות :

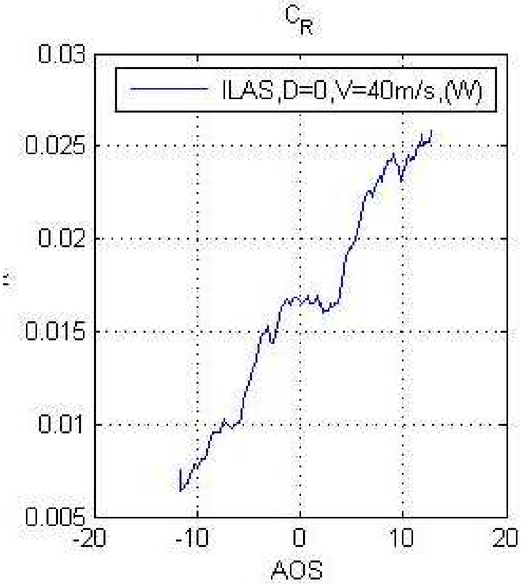
$\delta_s = 0^0$ $\delta_s = 25^0$

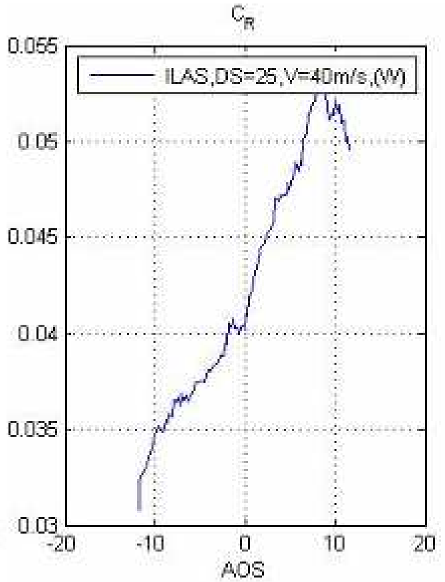




ניתן לראות כי ערכי מקדם מומנט הסבסוב כפולים בגודלם , אך עדיין נמוכים מאד, ולמעשה אינם סביר להניח כי לא ישפיעו על כלי הטיס בצורה אשר מאפשרת בקרה על סבסוב.
השפעה נוספת של הספליטר, היא יצירת גלגול בכיוון בו נפתח הספליטר. נראה השוואה בין מקדם מומנט הגלגול עם ובלי ספליטר :

$\delta_s = 0^0$ $\delta_s = 25^0$





ניתן לראות כי מומנט הגלגול המתקבל כפול מזה המתקבל בהגאים נייטרלים, ולמעשה הוא גדול פי 6 ממומנט הסבסוב המתקבל כתוצאה מפתיחת הספליטר. המסקנה המתקבלת מניסוי זה היא כי הספליטר כפי שתוכן אינו מספיק לשליטה על סבסוב , שכן המומנטים המתקבלים קטנים מאד, ולכן יש למצוא חלופה אחרת לשליטה על הסבסוב. חלופה אפשרית היא ספליטר כפול (נפתח לשני הכיוונים) . לצערנו, עקב קוצר זמן לא התאפשר לבחון חלופות נוספות.

סיכום פרק הניסוי:

מהניסוי למדנו מספר דברים. ראשית, למדנו כי ישנה התאמה טוב מאד בין התאוריה למעשה בכל הנוגע לפרמטרי הפרופיל – שיפוע קו עילוי, זווית הזדקרות, יחס L/D ומקדם עילוי בשיוט. מנגד, ראינו כי ישנם מקרים בהם הניסוי סתר לחלוטין את הערכים אשר התקבלו מהתיאוריה, ולא תמיד יכולנו להסביר זאת בצורה מספקת.

בנוסף , למדנו כי הספליטר, כפי שתוכנן על ידינו, אינו מאפשר שליטה מספקת על תנועת הסבסוב, ועל כן משטחי הבקרה בצורתם הנוכחית אינם מושלמים, שכן הם אינם מאפשרים שליטה מלאה בכלי הטיס, ויש להקדיש לכך תשומת לב נוספת במידה ומעוניינים להמשיך ולפתח את כלי הטיס.

סיכום

בדו"ח זה סוכמה העבודה אשר נעשתה במשך שני סמסטרים, אשר עיקרה הוא תכן ראשוני של כלי טיס בלתי מאויש למטרות מודיעין. במסגרת העבודה נדרשנו ליישם את הידע אשר נרכש במהלך הלימודים בפקולטה. העבודה אפשרה לנו ללמוד ולהכיר את המורכבות של כלי הטיס כמערכת, ולהכיר לפרטים מקצת מהמערכות המרכיבות אותו.למדנו לעבוד הן כיחידים והן כצוות : במהלך העבודה כל חבר צוות התמקד במספר מצומצם של מערכות, וביחד עם שאר חברי הצוות, בהנחיית המנחה, ביצענו אינטגרציה של תתי המערכות לכדי מערכת שלמה.

האנליזות אשר בוצעו לא היו עמוקות ומקיפות מספיק לטעמנו, אך מאחר וההיקף המערכות והאנליזות הנדרשות הוא גדול, ומאחר ואנו קבוצה מצומצמת באופן יחסי, נאלצנו להסתפק בהיקף זה של הניתוח.

בנוסף, זכינו לבצע ניסוי מנהרה, אשר סיפק הצצה לעולם המעשי של ההנדסה בכלל, והאווירונאוטיקה בפרט. במהלכו נדרשנו לתכנן דגם ע"פ אילוצים מפורטים, לתכנן תכנית ניסוי, לבצע את הניסוי ובסופו לנתח את התוצאות. במהלך הניתוח נאלצנו להסיק מסקנות מנתונים אשר לא תמיד היו ברורים, ולהתמודד עם תוצאות אשר לא עולות בקנה אחד עם התאוריה. אנו מרגישים כי הניסוי תרם רבות להבנת החמור הנלמד בפקולטה ולהרגשה כי התאפשר לנו לראות את הפרוייקט באופן מוחשי, וכי ניסוי מסוג זה תורם רבות לסטודנטים. בפקולטה הנדסית.