פרויקט שנתי בפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל

כטב"ם תצפית משוגר מזביל

מנחה הפרויקט: דרור ארצי
Dror Artzi

הפרויקט מוקדש לאהוד גולדווסר, אדם, לוחם בצה"ל וסטודנט בפקולטה.

אודי נחטף ע"י החיזבאללה ב 12 ליולי 2006.

אודי, סטודנט לתואר שני בפקולטה, עזר לנו רבות בבניית המודל המוטס.

אנו מחכים ומצפים לשובו.

דגן דורי
דגן יובל
דסיאטקוב ענת
אדלמן אנדריי
איתן שני
אליהו זוהר
מנדל שקד רוני
רוזנדביט לאוניד
פרבמן עידו

תקציר הדו"ח:

דו"ח זה מסכם את פרויקט הגמר בנושא כטב"ם תצפית שבוצע ע"י תשעה סטודנטים מהפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל בטכניון ובהנחיית מר דרור ארצי.

בדו"ח מוצגים שלבי התיכון של הכטב"ם אשר נערכו במהלך השנה האחרונה, החל מביצוע סקרי שוק, דרך התיכון הראשוני של הכטב"ם וכלה בתיכון מפורט של חלקים ובבניית דגם מוטס מוקטן.

שוק הכטב"מים רווי כטב"מים מסוגים שונים, גדלים שונים ובעלי יכולות שונות. לא קיימים כטבמ"ים רבים בשוק העולמי העונים למכלול הדרישות שעמדו בפנינו. האתגרים המשמעותיים ביותר היו הדרישה לשיגור מזביל, דרישת המשקל וזמן השהייה שחייבו מחשבה ומציאת פתרונות יצירתיים.

במסגרת הפרוייקט נבדקו שתי חלופות עיקריות לכטב"ם משוגר מזביל, הראשונה מתבססת על משטחים אווירודינאמיים מתנפחים והשנייה מתבססת על משטחים אווירודינאמיים מתקפלים. נעשתה השוואה בין החלופות השונות ונבחרה האפשרות של כטב"ם בעל משטחים מתקפלים.

התצורה שנבחרה היא בעלת מבנה לא סטנדרטי לכלי טייס. התצורה מבוססת על גוף עגול, בעל כנפיים אחוריות בעלות מנת ממדים גדולה יחסית וקאנרדים גדולים יחסית עד כדי שהם משמשים כמשטחי עילוי נוספים. המנוע ממוקם בחלקו האחורי של הגוף. בגוף קיימות שתי מצלמות, קדמית ואמצעית. הכטב"ם מצויד בסוללות, שני מיכלי דלק, תיבת אוויוניקה וכן מיכל פנימי המכיל אמצעים מוטלים הניתנים לבחירה ע"י הלקוח (חיישנים מסוגים שונים, פצצונות מצרר וכו').

בוצע תכן לרכיבי הכטב"ם (מאיץ רקטי, משטחים אווירודינאמים, מבנה גוף, זביל וכן הלאה) וכן נעשה סקר שוק על מנת למצוא את הרכיבים הקנויים – COTS, המתאימים ביותר לדרישות הכטב"ם (מטעד, סוללות, מנוע, אוויוניקה וכו').

במהלך הפרויקט בוצעו אנליזות אווירודינאמיות לבדיקת ההשפעה של הקאנרדים הגדולים על ביצועי הטיסה. בנוסף בוצעו אנליזות מבניות לאימות התכן תחת עומסים סטטיים.

על בסיס התכנון שנעשה לכטב"ם עצמו, תוכנן ונבנה מודל מוקטן (יחס של 5:2). הדוח מפרט את אופן בניית המודל המוקטן, את החומרים בהם נעשה שימוש ואת השינויים בין המודל המוקטן חבין הכטב"ם המתוכנן. המודל המוקטן הוטס והראה תוצאות יפות בטיסה. לצערנו במהלך הטיסה השלישית כבה המנוע כאשר המודל היה בגובה רב ובפניה. לא הצלחנו להוציא את המודל

מהצלילה אליה נכנס והוא התרסק. המודל נשבר בצורה שאינה מאפשרת שחזור בזמן סביר. תוצאות טיסת הניסוי מפורטות בדוח זה.

בתחילת הפרויקט נבחר שם לכטב"ם והוא MONGuard. זהו קיצור ל Multi Operational National Guard. שם הכטב"ם מתאר את תפקידו בצורה טובה למדי. זוהי פלטפורמה בעלת אופי הגנתי בעלת יכולות נשיאה של אמצעים מגוונים בהתאם לדרישת הלקוח ויכולות תצפית ביום ובלילה ללא צורך בהחלפת מטעד. כתוצאה מזמן השהייה הארוך הכטב"ם יכול להשפיע ברמה הארצית ולא רק בסביבתו הקרובה.

כטב"ם ה- MONGUARD המוצג בפרויקט זה הינו בעל יכולת שהיה של כ-7.5 שעות (בהנחות מחמירות ופסימיות), בעל משקל כולל של 50 ק"ג ומטען מועיל של מעל 10 ק"ג.

אומנם לא כל דרישות הפרויקט נענו במלואם בשלב זה, אך בהשקעת זמן נוסף בתכנון, בניסויים ובאופטימיזציה ניתן להערכתנו לענות על כל דרישות הפרויקט במלואן.

תוכן עניינים

1. מבוא...... 14
2. דרישות-אפיון הכטב"ם 15
3. סקר שוק-כטב"מים...... 16
3.1. זמן שהייה כנגד משקל...... 16
3.2. תקרת טיס כנגד משקל 18
3.3. מטען מועיל כנגד משקל 19
3.4. סינון לפי משקל כולל של הכטב"ם 20
4. בדיקת שתי תצורות...... 24
4.1. תצורת כנפיים מתנפחות...... 24
4.2. תצורת כנפיים נפתחות...... 43
4.3. השוואה בין התצורות...... 63
4.4. איטרציה ראשונה – תצורת קנארד 63
5. ביצועי טיס-איטרציה ראשונה...... 70
5.1. הספק נדרש של מהמנוע בנסיקה...... 73
5.2. ביצועי פניה אופקית...... 76
5.3. ביצועי גלישה 77
5.4. זמן שהייה 78
6. איטרציה שנייה...... 84
6.1. תזוזת מרכז כובד...... 90
7. בחירת פרופיל 92
8. ביצועי טיס-איטראציה שניה 94
8.1. ביצועי שהייה...... 98
8.2. ביצועי פניה אופקית...... 99
8.3. דיאגרמת V-N...... 102
8.4. חישובי פרופיל משימה 103
8.5. אנליזה אווירודינאמית 104
8.6. עדכון ביצועי טיסה...... 113
9. תכן רכיבי הכטב"ם: 117
9.1. מבנה כנף...... 117

9.2. אוויניקה 127
9.3. זביל 131
9.4. מטעד 132
9.5. המנוע הרקטי 133
9.6. מנוע 138
9.7. תחליפי רדאר 150

10. חימוש 153

10.1. הצורך 153
10.2. סקירת סוגי נשקים (אל-הרג, הרג-מועט, הרג) 153
10.3. הערכת דיוקים 153
10.4. סקירת האמצעים הקיימים בשוק 154
10.5. הצגת זיווד החימוש לכטב"ם 156

11. תכן מפורט 159

11.1. תכן הגוף 159
11.2. עיגוני רכיבים לדפנות הגוף 160
11.3. מנגנון פתיחת משטחים אווירודינאמיים 160
11.4. מנגנון פתיחת דלתות מצלמה 161
11.5. מנגנון הוצאת מצלמה אמצעית 162
11.6. קביעת פתחי שירות 165
11.7. אנליזות מבניות לגוף ולמשטחים האווירודינמיים 166

12. דגם מוטס 175

12.1. תכן ותצורה חיצונית 175
12.2. היגוי 178
12.3. תכנון כן הנסע 178
12.4. בניית מודל גרר לדגם המוטס 181

13. תכן ואינטגרציה של רכיבי המודל המוטס 185

13.1. מבוא 185
13.2. פירוט הרכיבים 188
13.3. משקל ואיזון 192
13.4. גוף המודל 193
13.5. כנף 200

13.6. קנרד 206
13.7. כן נסע........ 210
14. ניסויי טיסה 214
.14.1 מטרת הניסוי........ 214
14.2. מהלך הניסוי 214
14.3. מסקנות מניסוי הטיסה 217
15. סיכום 221
16. נספחים 222
16.1. טבלת כטבמי"ם 223
16.2. קואורדינאטות הפרופילים שנבחנו 226
16.3. קבצי MATLAB 239

רשימת האיורים

איור1 פרופיל המשימה הדרוש לכטב"ם 14
איור2 אופן סינון הכטבמ"ים הקיימים בשוק העולמי........ 16
איור3 אופן סינון הכטבמ"ים הקיימים בשוק העולמי........ 22
איור4 מיקום מכלולי תצורת כנפיים מתנפחות........ 41
איור5 תצורת כנפיים מתנפחות........ 42
איור6 פתיחת כנף קדימה כנגד אינרציה וגרר אוויר 43
איור7 פתיחת כנף אחורה בעזרת אינרציה וגרר אוויר........ 44
איור8 תיאור סכמטי לאופן קיפול משטחים אווירודינאמיים 44
איור9 מטוס האחים רייט........ 46
איור10 Mini Sniffer........ 47
איור11 X-29 47
איור12 Long EZ 48
איור13 Proteus........ 48
איור14 Proteus מידות כלליות 49
איור15 Proteus מבט על 50
איור16 מייצב אנכי סטנדרטי 51
איור17 מייצב אנכי על קצות הכנפיים........ 51
איור18 מייצב אנכי בודד מתקפל 52
איור19 מייצב אנכי כפול מתקפל 52
איור20 מייצבים אנכיים נשלפים מגוף הכטב"ם 53
איור21 קיפול מייצב אנכי בודד 55

איור22 קיפול מייצב אנכי כפול 55
איור23 מיקום ראשוני למכלולי הכטב"ם 57
איור24 מיקום מכלולים תצורת כנפיים מתנפחות איטרציה 1 64
איור25 מיקום מכלולים תצורת כנפיים מתנפחות איטרציה 1 + ... 66
איור26 גיאומטריה למציאת מרכז לחץ עבור כנף משוכה 67
איור27 גיאומטריה למציאת מרכז לחץ עבור תצורת קאנרד 68
איור28 כטב"ם במצב פרוש – תמונה קדמית 84
איור29 כטב"ם במצב פרוש – מנוע, מדחף ודוד עמעם 85
איור30 כטב"ם – שרטוט חיצוני מקופל ופרוש 86
איור31 כטב"ם במצב מקופל – תמונה 86
איור32 כטב"ם במצב מקופל – תמונה קדמית 87
איור33 כטב"ם במצב פרוש – מידות חיצונית 87
איור34 מיקום מכלולים – חתך צד 88
איור35 מיקום מכלולים – פירוט 89
איור36 מרווח יציבות איטרציה סופית 90
איור37 צורת פרופיל SD7062 92
איור38 פולרות פרופיל SD7062 93
איור39 משטח ערבולים 104
איור40 משטח ערבולים על פי תורת הכנף 105
איור41 מודל הפרסה 105
איור42 אריחי ערבולים 106
איור43 מיקום ערבולים באריח בודד 106
איור44 פילוג ערבולים על משטחי הכטב"ם 107
איור45 פילוג מקדם הלחץ על משטחי הכטב"ם בחתכים שונים לאורך חצי מוטה 109
איור46 פילוג מקדם הלחץ על פני משטחי הכטב"ם – צבעוני 110
איור47 פרופיל SD 7062 110
איור48 ההשפעה ההדדית על פילוג הלחץ של משטחי הכטב"ם 113
איור49 פישוט מבנה הכנף 117
איור50 תיאור הכוחות והמומנטים על פני חצי מוטת כנף 118
איור51 שטח רבע אליפסה 119
איור52 מיקום נקודות בהן נעשה ניתוח של מצב המאמצים 122
איור53 הודף בצורת כוכב 136
איור54 מידות מאיץ רקטי 137
איור55 חתך מאיץ רקטי 137
איור56 מאיץ רקטי מבט חיצוני 138
איור57 מאיץ רקטי ומתאם לכטב"ם 138

איור58 מנוע נבחר – DA 100 143
איור59 דוד עמעם דיסיפטיבי 146
איור60 דוד עמעם דיסיפטיבי – תיאור פנימי 146
איור61 דוד עמעם ריאקטיבי 147
איור62 דוד העמעם הנבחר 147
איור63 רעש הרמוני ורעש בפס רחב 148
איור64 אזור טורבולנטי על פני שפת הזרימה של פרופיל 149
איור65 תמונה בעזרת מצלמה אופטית ובעזרת מכ"ם SAR 152
איור66 חיישן SCOUT 155
איור67 תיאור פצצונת מצרר 156
איור68 זיווד פנימי של פצצונות מצרר 157
איור69 זיווד פנימי של פצצונות מצרר – חתך 158
איור70 שרטוט הגוף 159
איור71 תיאור חיזוקי הגוף 159
איור72 חיזוקי הגוף מבט קידמי 160
איור73 דלת צוואר ברווז 161
איור74 דלת צוואר ברווז – המשך 162
איור75 תיאור רכיבי מכלול פתיחת דלץ והוצאת מצלמה 163
איור76 תיאור רכיבי מכלול פתיחת דלץ והוצאת מצלמה – המשך 163
איור77 מצלמה אמצעית – מצב סגור 164
איור78 מצלמה אמצעית – תחילת פתיחת הדלת 164
איור79 מצלמה אמצעית – דלת במחצית מהלך, מצלמה בתחילת מהלך 165
איור80 מצלמה אמצעית – מצב פתוח 165
איור81 תיאור הפתחים בגוף 166
איור82 תוצאות אנליזה סטטית עבור חצי מוטת כנף – מאמצים 167
איור83 תוצאות אנליזה סטטית עבור חצי מוטת כנף – תזוזות 167
איור84 תוצאות אנליזה סטטית עבור חצי מוטת כנף – תדירות 168
איור85 חיזוקים אפשריים בתכן מבנה כנף 169
איור86 חתך של קורת I כולל מידות 171
איור87 מאמצים בכנף לאחר הוספת חיזוק 173
איור88 מאמצים בזביל 173
איור89 מאמצים בגוף 174
איור90 מודל מוטס – תמונת תיב"ם 175
איור91 כטב"ם – תמונת תיב"ם 176
איור92 השוואה בין מידות הכטב"ם לדגם המוטס 176
איור93 ICD של המודל המוטס 177

איור94 תיאור משטחי ההיגוי 178
איור95 זווית הטייה אחורה........ 179
איור96 זוויות למניעת פניית יתר 180
איור97 תיאור כן הנסע........ 180
איור98 מכלולי המודל המוטס – מבט איזומטרי 185
איור99 מכלולי המודל המוטס – מבט צד 186
איור100 פירוט רכיבי המודל המוטס בחתך הגוף........ 187
איור101 הגדרת משתנים גיאומטריים, כוחות ומומנטים במערכת ההיגוי 189
איור102 מיקום מרכז הכובד והמרכז האווירודינאמי על גבי המודל המוטס 192
איור103 שבר בגוף המודל המוטס בעקבות סדק בפתח הכנף 194
איור104 סימון חומר הגלם על גבי מתקן אחיזה וחיתוך פתח הכנף........ 194
איור105 התאמת פתח מיכל הדלק........ 195
איור106 ממשקל גוף – כנף ומחיצת אש 196
איור107 תיאור מרכיבי ממשק גוף – כנף ותושבת 196
איור108 התאמה סופית של ממשק גוף – כנף לפני הדבקה........ 197
איור109 תיאור קיר האש בחלקו האחורי של המודל המוטס 197
איור110 התאמת תושבת המנוע למחיצת האש........ 198
איור111 ממשק גוף - קאנרד 198
איור112 תושבת סרוו וגלגל חרטום 199
איור113 גימור הגוף וחיווט הסרוו מהכנף אל המקלט באזור הקאנרד 199
איור114 מיקום המקלט והסוללות בפתח הקאנרד........ 200
איור115 הכנף בשלב הציפוי הראשוני 201
איור116 תיאור מבנה הכנף 201
איור117 תיאור חיזוקי הכנף........ 202
איור118 חיזוק שורש הכנף בבד סיבי זכוכית 202
איור119 הדבקת מייצב כיוון לקצה הכנף 203
איור120 התקנת סרוו הגה כיוון וחיווט הסרוו בכנף........ 203
איור121 מוטות היגוי מאזנות – צד החיבור לסרוו........ 204
איור122 מוטות היגוי מאזנות – צד החיבור להגה........ 204
איור123 תושבת סרוו כנף – מבט על 205
איור124 תושבת סרוו כנף – מבט איזומטרי........ 205
איור125 השחלת חוטים לסרוו הגה כיוון דרך הכנף........ 206
איור126 הכנת בד פחמן להדבקה על גבי הקאנרד – סימון המידות........ 207
איור127 הכנת בד פחמן להדבקה על גבי הקאנרד – מריחת דבק 207
איור128 הדבקת בד פחמן על גבי הקאנרד 208
איור129 קאנרד מצופה למחצה 208

איור130 מיקום סרוו הגה גובה על גבי הקאנרד 209
איור131 חיבור סרוו הגה גובה למוטות ההיגוי 209
איור132 ציפוי הקאנרד בבד ניילון 210
איור133 שרטוט כן נסע ראשי 211
איור134 תבנית כן נסע ראשי 212
איור135 כן הנסע לאחר ייבוש הבדים על גבי התבנית 212
איור136 כן הנסע לאחר ליטוש 213
איור137 נחיתת המודל המוטס בעת ניסוי טיסה מספר 1 215
איור138 נחיתת המודל המוטס בעת ניסוי טיסה מספר 1 215
איור139 תמונת תקריב של המודל המוטס בעת טיסה בניסוי מספר 2 216
איור140 מצב המודל המוטס לאחר ההתרסקות בניסוי טיסה מספר 3 217
איור141 בדיקת המנוע לפני ניסוי הטיסה הראשון 219
איור142 בדיקת איזון המודל לפני ניסוי טיסה מספר 3 220

רשימת הגרפים

גרף1 סינון כטבמ"ים לפי זמן שהייה ומשקל 17
גרף2 סינון כטבמ"ים לפי תקרת טייס ומשקל 19
גרף3 סינון כטבמ"ים לפי מטען מועיל ומשקל 20
גרף4 סינון כטבמ"ים לפי משקל 21
גרף5 משקל כטבמ"ים לעומת הספק מנוע 29
גרף6 תכונות אווירודינאמיות כתלות בניחס עילוי גרר 34
גרף7 הספק מנוע והספק גרר כתלות במהירות 74
גרף8 הספק כתלות במקדם העילוי עבור $L/D = 10$ 79
גרף9 הספק כתלות במהירות עבור $L/D = 10$ 80
גרף10 הספק כתלות במקדם העילוי עבור $L/D = 15$ 81
גרף11 הספק כתלות במהירות עבור $L/D = 10$ 82
גרף12 תזוזת מרווח היציבות כתלות בשלבי המשימה 90
גרף13 הספק כתלות במהירות 95
גרף14 שיעור נסיקה כתלות במהירות בגובה פני הים ובגובה 2000 רגל 97
גרף15 הספק כתלות במהירות בגובה פני הים ובגובה 2000 רגל 98
גרף16 זמן שהייה כתלות במהירות עם ובלי מקדם בטחון לצריכת הדלק 99
גרף17 רדיוס פניה כתלות בספרת עומס במהירויות שונות 100
גרף18 זמן פניה כתלות בספרת עומס במהירויות שונות 101
גרף19 קצב פניה כתלות בספרת עומס במהירויות שונות 102

גרף20 ספרת עומס כתלות במהירות – דיאגרמת VN 103
גרף21 שיפוע מקדם העילוי הניסיוני והמחושב 111
גרף22 פילוג הלחץ לאורך המיתר עבור זווית התקפה $\alpha = 11°$ 111
גרף23 שיפועי קו העילוי המתוקנים 113
גרף24 זמן שהייה כתלות במהירות לאחר ביצוע אנליזה אווירודינאמית..................................... 114
גרף25 הספק כתלות במהירות לאחר ביצוע אנליזה אווירודינאמית..................................... 115
גרף26 ספרת עומס כתלות במהירות לאחר ביצוע אנליזה אווירודינאמית..................................... 115
גרף27 קצב עילרוד לאחר ביצוע אנליזה אווירודינאמית..................................... 116
גרף28 מהלך כוחות הגזירה לאורך חצי מוטת כנף 120
גרף29 מהלך מומנט כפיפה לאורך חצי מוטת כנף 121
גרף30 מסלול טיסה בשלב ההאצה מהזביל..................................... 135
גרף31 מהירות טיסה כתלות בזמן בשלב ההאצה מהזביל..................................... 136
גרף32 הספק מנוע לעומת משקל כטב"ם 139
גרף33 הספ מנוע לעומת משקל כטב"ם- התמקדות 140
גרף34 הספק מנוע ומשקל מנוע..................................... 141
גרף35 רעש מדחף כתלות במהירות ומספר להבים..................................... 150
גרף36 מסלולים בליסטיים למטען מוטל בגבהים שונים 154
גרף37 פילוג לחץ על פני מיתר כנף..................................... 170
גרף38 הספק לעומת מהירות עבור המודל המוטס..................................... 183
גרף39 דחף כתלות במהירות עבור המודל המוטס 184

רשימת הטבלאות

טבלה1 סינון כטבמ"ים לפי זמן שהייה ומשקל..................................... 17
טבלה2 סינון כטבמ"ים לפי תקרת טייס ומשקל 18
טבלה3 סינון כטבמ"ים לפי מטען מועיל ומשקל..................................... 20
טבלה4 סינון כטבמ"ים לפי משקל 21
טבלה5 טבלת כל הכטבמ"ים העונים לפחות לאחת הדרישות 23
טבלה6 טבלת חמשת הכטבמ"ים העונים באופן הטוב ביותר לדרישות 23
טבלה7 תכונות אווירודינאמיות כתלות בניחס עילוי גרר 33
טבלה8 מיקום ומשקל מכלולי תצורת כנפיים מתנפחות איטרציה 0..................................... 37
טבלה9 מיקום ומשקל מכלולי תצורת כנפיים מתנפחות איטרציה 1 40
טבלה10 מקדמי מייצב אנכי 54
טבלה11 סיכום יתרונות וחסרונות לסוגי מייצבים..................................... 56
טבלה12 מיקום ומשקל מכלולי כטב"ם..................................... 57
טבלה13 תצורות אפשריות לכטב"ם כנפיים מתקפלות..................................... 62
טבלה14 השוואה בין תצורת כנפיים מתקפלות לתצורת כנפיםם מתנפחות 63

טבלה15 מיקום ומשקל מכלולים תצורת כנפיים נפתחות איטרציה 1 69
טבלה16 חישוב זמן נסיקה........ 72
טבלה17 מיקום ומשקל מכלולים תצורת כנפיים נפתחות – איטרציה סופית........ 89
טבלה18 סיכום פרופילים הנתאימים לפרופיל המשימה........ 92
טבלה19 ניתוח פרמטרים אווירודינאמיים כתלות בשלבי המשימה........ 104
טבלה20 תכונות מכניות של חומרים שונים........ 126
טבלה21 קריטריון טרסקה עבור עובי דופן משתנה 127
טבלה22 שקיעות מקסימאליות בכנף עבור אלומיניום וחומר מרוכב 127
טבלה23 השוואה בין תכונות שבבי אוויוניקה........ 129
טבלה24 מידות אנטנות GPS ורדיו........ 131
טבלה25 השוואה בין תכונות מטעדים 132
טבלה26 יכולות צילום מטעד CONTROP יום 133
טבלה27 יכולות צילום מטעד CONTROP לילה 133
טבלה28 מנועים מתאימים לדרישות הספק ומשקל........ 142
טבלה29 מידות אפשריות לקורות חיזוק הכנף........ 172
טבלה30 השוואה בין מידות הכטב"ם לדגם המוטס........ 176
טבלה31 השוואה בין הכטב"ם לדגם המוטס 181
טבלה32 נתוני המנוע למודל המוטס........ 188
טבלה33 מפעילי הסרוו בשימוש במודל המוטס 191

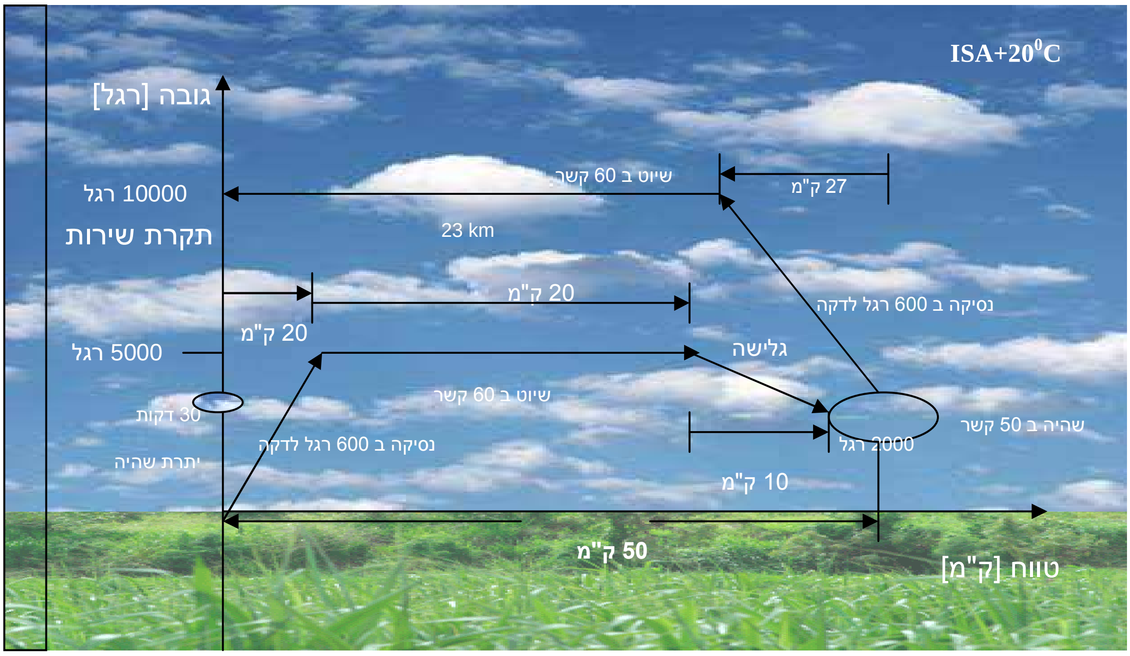
1. מבוא

את יכולות הכטב"מים ניתן לאפיין בשלוש תכונות חשובות, קריטיות ועיקריות:

משקל, זמן שהיה ויכולות טכנולוגיות.

השימוש בכטב"מים, מעצם היותו כלי טיס בלתי מאוייש בעל יכולת שהיה באויר ובעל יכולת נשיאה, מגוון: שליטה על איזורים רגישים,שליטה על איזורים שקשה להגיע אליהם, צורכי אבטחה ומודיעין וכו'.

פרופיל המשימה עבור הכטב"ם שתוכנן מוצג בתרשים הבא:



איור 1 פרופיל המשימה הדרוש לכטב"ם

דו"ח זה מציג את שלבי העבודה שבוצעו במהלך השנה,החל בביצוע סקר השווקים של כטב"מים בעולם ובחירת פרופיל הכטב"מ אותו רצינו לתכנן,דרך הגדרת התצורה הראשונית והדרישות הראשוניות,הגדרת מערכות שונות שהיה צורך בשילובן בכטב"מ, תיכון הכטב"מ ושינויים שנעשו תוך כדי תיכון זה וכמובן תהליך בניית הכטב"מ והניסויים.

2. דרישות-אפיון הכטב"ם

דרישות האפיון של כטב"ם זה הוכתבו ע"י הלקוח.

בנוסף לכך קיימת האפשרות לשנות ולהחליף את האמצעים המותקנים על הכטב"ם.

הדרישות הן:

- משקל מקסימאלי- 50 ק"ג
- משקל מטעד מקסימאלי- 20 ק"ג
- שהות באוויר של 10 שעות
- תקרת טיס – 10000 רגל
- יכולת שיגור מזביל
- יכולות צילום יום ולילה
- מהירויות טיסה: מינימאלית – 40 קשר
- שיוט – 60 קשר
- מקסימאלית – 90 קשר

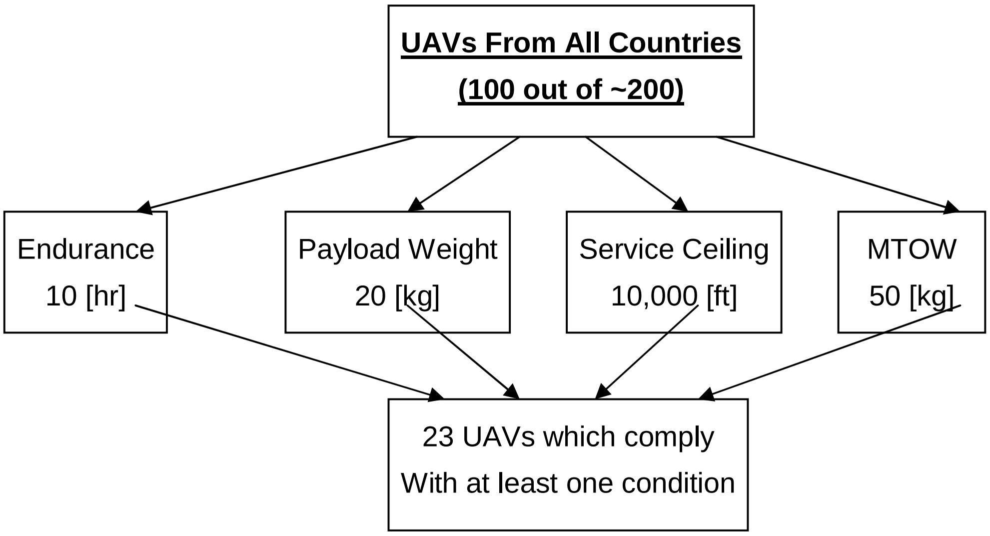
3. סקר שוק-כטב"מים

בתחילת הפרוייקט היה עלינו לראות איזו פלח שוק אנו נתפוס ומה הם הפתרונות הקיימים כיום בשוק שקרובים לדרישות הלקוח שלנו. ואם היינו מוצאים כטב"ם שעונה על לפחות חלק מהדרישות – כיצד הוא נראה והאם ניתן לשגרו מזביל.

ברשותנו הייתה טבלה גדולה ומפורטת של כ-200 כטב"מים מכל העולם הנכונה לשנת 2005. מתוך הטבלה נלקחו לבדיקה וסטטיסטיקה מעמיקה יותר כ- 100 כלי טיס (הדבר נבע מכך שחלק מנתונים קריטיים לנו כגון זמן שהייה , משקל המראה מירבי וכד' היו חסרים עבור חלק מהמטוסים).

בתחילת הסינון הוחלט לבדוק אילו מטוסים עומדים בכל אחת מהדרישות בנפרד ובהמשך להצליב מידע ולראות אילו הכי קרובים לנו מבחינת הדרישות. חשוב לציין עוד כי בנוסף לסינון הנעשה לפי כ"א מארבעת התכונות , נעשה סינון נוסף כדי לנפות מטוסים שכלל לא תואמים מדרישות התיכנון שלנו (למשל משקל של למעלה מ – 100 kg). ניתן לראות ליד כל גרף את הקריטריונים לפיהם נעשתה הבחירה.

את הסינון שנעשה ניתן לראות בסכמה הבאה שבסיומה התקבלו סה"כ 23 כטב"מים שעונים על דרישה אחת לפחות:



איור 2 אופן סינון הכטבמ"ים הקיימים בשוק העולמי

3.1. זמן שהייה כנגד משקל

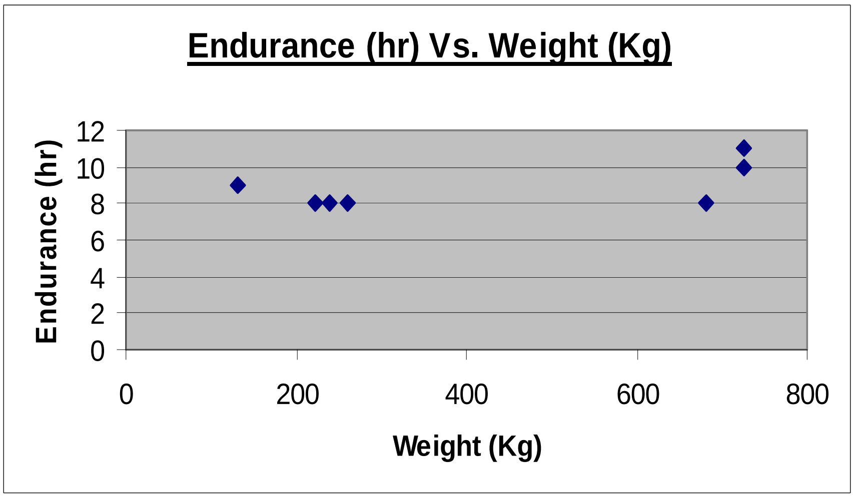
נבחנו מספר מל"טים לפי זמן שהייה כנגד משקל וסינון נוסף נעשה לפי התכונות הבאות (בטווח התכונות הדרוש לנו) :

- זמן שהייה – בין 8 ל- 11 שעות.
- תקרת טייס לפחות 10,000 רגל.
- מטען מועיל לפחות 20 ק"ג.

שהייה:

ארץ ייצור	שם	משקל lb	מטען מועיל lb	מוטה ft	שהייה hr	טווח nm	תקרה ft
סין	ASN 206	489	110	19.7	8	81	19500
דרום אפריקה	RPV Seeker	529	88	23	8	108	18000
צרפת	Sperwer	573	99	13.8	8	81	16400
צרפת	ORCA	1500	397	23.5	8	80	12000
ישראל	Crow	287	55	16.8	9	108	15000
ישראל	Hunter	1600	251	29.2	10	160	15000

טבלה1 סינון כטבמ"ים לפי זמן שהייה ומשקל



גרף1 סינון כטבמ"ים לפי זמן שהייה ומשקל

המסקנות המרכזיות מהסינון לפי זמן שהייה:

המטוסים המוצגים כאן בטבלה הם אלה שבטווח הדרישות שלנו מבחינת זמן שהייה.

כל המטוסים המוצגים עונים על הדרישה לתקרת טייס.

כל המטוסים עומדים בדרישה למשקל מטען מועיל.

מוטת הכנף של המטוסים כ 7 מטר. (אורך מיתר כנף לא ידוע).

משקל המטוסים עולה בהרבה על משקל היעד לכטב"ם שלנו.

אין כטב"ם במשקל נדרש עם זמן שהייה נדרש.

3.2. תקרת טיס כנגד משקל

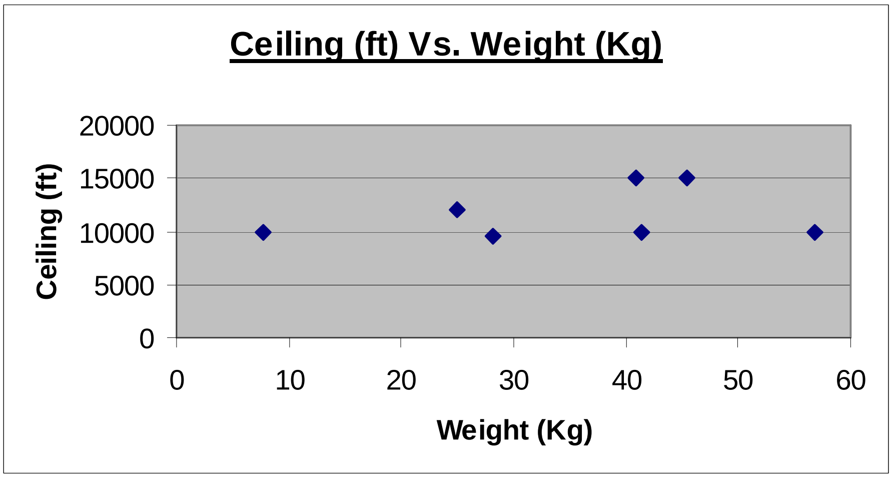
נבחנו מספר מל"טים לפי תקרת טיס כנגד משקל וסינון נוסף נעשה לפי התכונות הבאות (בטווח התכונות הדרוש לנו) :

- זמן שהייה – בין 8 ל- 11 שעות.
- תקרת טייס בין 10,000~ – 20,000 רגל.
- משקל המטוס לכל היותר 60 ק"ג.

תקרת טייס:

ארץ ייצור	שם	משקל lb	מטען מועיל lb	מוטה ft	שהייה hr	טווח nm	תקרה ft
צרפת	K 100	62	11	8.5	0.5	8	9600
ארה"ב	Boomerang	17	5	7.25	1	85	10000
ארה"ב	Dragon Drone	91	15	8.2	2	48	10000
ארה"ב	Tern	12.5	25	11.7	4	200	10000
ישראל	Mini Sheddon	55	10	9.8	3	5	12000
ישראל	Sheddon MK3	90	18	13.5	6	24	15000
ישראל	Micro V	100	18	11.8	5	27	15000

טבלה2 סינון כטבמ"ים לפי תקרת טייס ומשקל



גרף2 סינון כטבמ"ים לפי תקרת טייס ומשקל

המסקנות המרכזיות מהסינון לפי תקרת טיס:

אף אחד מהמטוסים לא מגיע לזמן שהייה של 10 שעות.

המטוסים המוצגים כאן עומדים במגבלת המשקל.

אף אחד מהמטוסים אינו עומד בדרישה למטען מועיל של 20 ק"ג.

3.3 מטען מועיל כנגד משקל

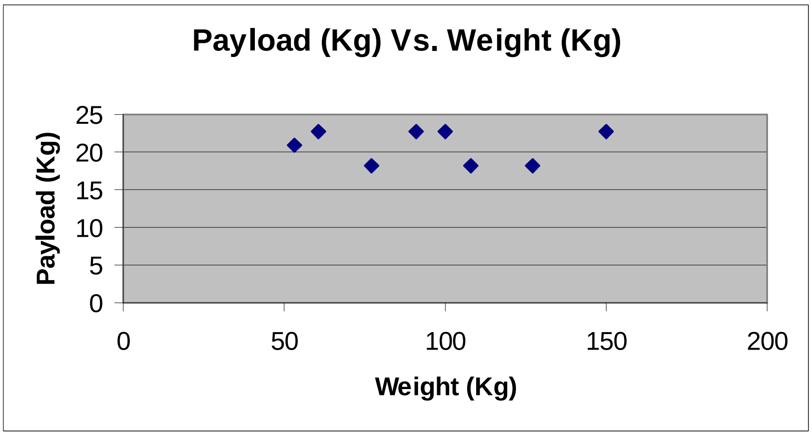
נבחנו מספר מל"טים לפי משקל המטען המועיל כנגד המשקל הכללי של המטוס . סינון נוסף נעשה לפי התכונות הבאות (בטווח התכונות הדרוש לנו) :

- משקל מטען מועיל בין 20 ל25 ק"ג.
- תקרת טיס עד 20,000 רגל.

מטען מועיל:

ארץ ייצור	שם	משקל lb	מטען מועיל lb	מוטה ft	שהייה hr	טווח nm	תקרה ft
צרפת	Chacal	170	40	8.7	4	27	10000
קנדה	CL-89	238	40	3.1	0.2	32	10000
ארה"ב	Shadow 200T	280	40	14	4	27	19000
קרואטיה	BL-50	117	46	13.1	5	45	5000
ארה"ב	Dakota/Truck	133	50	12.7	3	120	15000
ארה"ב	Porter	200	50	12	4	27	5000
צרפת	MK 106	220	50	10.5	3	27	12000
צרפת	Taifan	330	50	11.8	4	54	12000

טבלה3 סינון כטבמ"ים לפי מטען מועיל ומשקל



גרף3 סינון כטבמ"ים לפי מטען מועיל ומשקל

המסקנות המרכזיות מהסינון לפי מטען מועיל.

רק מטוס אחד עומד בתנאי משקל כללי אך אינו עומד בתנאי גובה מקסימלי.

אף מטוס אינו עומד בתנאי זמן שהייה של 10 שעות (זמן מקס' 5 שעות).

רוב המטוסים עומדים בתנאי של תקרת טיס.

3.4. סינון לפי משקל כולל של הכטב"ם

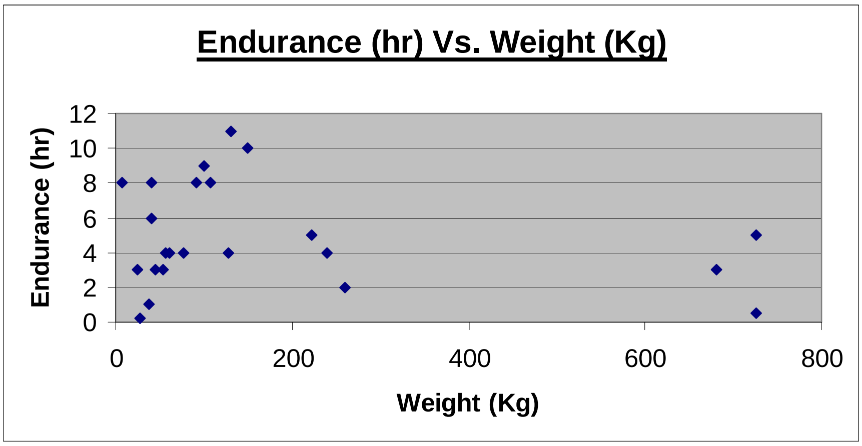
נבחנו מספר מל"טים לפי המשקל הכללי של המטוס . סינון נוסף נעשה לפי התכונות הבאות (בטווח התכונות הדרוש לנו) :

- o הסינון נעשה למטוסים בעלי משקל בין 42 ל60 ק"ג.
- o תקרת טיס עד 20,000 רגל.

משקל:

ארץ ייצור	שם	משקל lb	מטען מועיל lb	מוטה ft	שהייה hr	טווח nm	תקרה ft
קרואטיה	BLS B	84	32	13.1	3	27	5000
ישראל	Sheddon MK3	90	18	13.5	6	24	15000
ארה"ב	Dragon Drone	91	15	8.2	2	48	10000
ישראל	Micro V	100	18	11.8	5	27	15000
קרואטיה	BL-50	117	46	13.1	5	45	5000
ארה"ב	Tern	12.5	25	11.7	4	200	10000

טבלה4 סינון כטבמ"ים לפי משקל

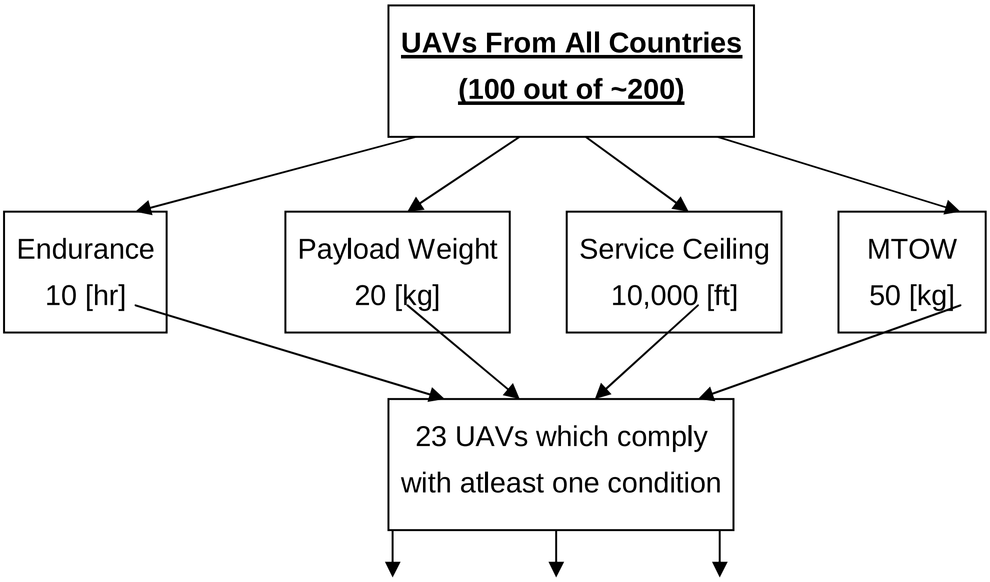


גרף4 סינון כטבמ"ים לפי משקל

המסקנות המרכזיות מהסינון לפי משקל כולל:

- רוב המטוסים עומדים בתנאי תקרת טייס.
- אף אחד מהמטוסים אינו עומד בתנאי זמן שהייה .
- רק מטוס אחד עומד בתנאי משקל מועיל.

לאחר הסינון בנפרד לפי תכונות , הוכנסו כל הכטב"מים שעומדים בתכונה אחת לפחות לטבלה וניסינו למצוא את הכטב"ם עם מכלול התכונות הקרובות ביותר לדרישותינו.



איור 3 אופן סינון הכטבמ"ים הקיימים בשוק העולמי

כטבמי"ם שעונים לפחות על אחת מהדרישות:

ארץ ייצור	שם	משקל lb	מטען מועיל lb	מוטה ft	שהייה hr	טווח nm	תקרה ft
קנדה	CL-89	238	40	3.1	0.2	32	10000
סין	ASN 206	489	110	19.7	8	81	19500
קרואטיה	BL-50	117	46	13.1	5	45	5000
קרואטיה	BLS B	84	32	13.1	3	27	5000
צרפת	Chacal	170	40	8.7	4	27	10000
צרפת	K 100	62	11	8.5	0.5	8	9600
צרפת	MK 106	220	50	10.5	3	27	12000
צרפת	ORCA	1500	397	23.5	8	80	12000
צרפת	Sperwer	573	99	13.8	8	81	16400
צרפת	Taifan	330	50	11.8	4	54	12000
ישראל	Crow	287	55	16.8	9	108	15000
ישראל	Hunter	1600	251	29.2	10	160	15000
ישראל	Hunter RQ 5	1600	150	29.2	11	144	15000
ישראל	Micro V	100	18	11.8	5	27	15000
ישראל	Mini Sheddon	55	10	9.8	3	5	12000
ישראל	Sheddon MK3	90	18	13.5	6	24	15000
דרום אפריקה	RPV Seeker	529	88	23	8	108	18000
ארה"ב	Boomerang	17	5	7.25	1	85	10000
ארה"ב	Dakota/Truck	133	50	12.7	3	120	15000
ארה"ב	Dragon Drone	91	15	8.2	2	48	10000
ארה"ב	Porter	200	50	12	4	27	5000

ארה"ב	Shadow 200T	280	40	14	4	27	19000
ארה"ב	Tern	12.5	25	11.7	4	200	10000

טבלה5 טבלת כל הכטבמ"ים העונים לפחות לאחת הדרישות

מתוך 23 הכטב"מים שהוצגו בטבלה שבעמוד הקודם נבחרו 5 שבקירוב טוב קרובים במכלול תכונותיהם לדרישותינו.

ארץ ייצור	שם	יצרן	משקל lb	מטען מועיל lb	מוטה ft	שהייה hr	תקרה ft
ישראל	Sparrow	EMIT	80	12	2.4	6	3000
ישראל	Sheddon MK3	BTA	90	18	13.5	6	15000
ארה"ב	Dakota/Truck	Daedlus	133	50	12.7	3	15000
ארה"ב	Dragon Drone	BAI AeroSystems	91	15	8.2	2	10000
ארה"ב	Tern	BAI AeroSystems	25	12.5	11.7	4	10000

טבלה6 טבלת חמשת הכטבמ"ים העונים באופן הטוב ביותר לדרישות

מסקנה עיקרית מהסינון שבוצע :

- חלק מהכטב"מים עומדים בדרישה של מטען מועיל אך רובם לא.
- חלקם אף מתקרב לזמן השהייה הנדרש אך אינו עומד בדרישה למטען מועיל.
- אף כטב"מ אינו עומד בשילוב של כל הדרישות!

את הטבלה בה השתמשנו לצורך הסקר ניתן לראות בנספח.

4. בדיקת שתי תצורות

4.1. תצורת כנפיים מתנפחות

כיוון שאחת מהדרישות של הפרויקט הייתה שהכטב"ם ישוגר מזביל היה צורך לחשוב על תצורת כנפיים שתתאים לדרישה. הדרישה אם כן אם נקרא לילד בשמו הינה כטב"ם בעל יכולת לקפל את הכנפיים. תצורה אחת של קיפול כנפיים הינה בעצם כנפיים מתנפחות. כנפיים מתנפחות הינם אומנם דבר חדש למדי בסצנה האווירונאוטית אולם הם כבר בשימוש.

כנפיים מתנפחות הינם בעצם דבר חדש ולכן ננסה להבין את הטכנולוגיה עצמה שעומדת מאחורי הרעיון הזה. העיצוב של הכנף הוא בעצם איגוד של מוטות מבד שרצים במקביל אחד לשני וכולם אנכיים לגוף המטוס כך שהם רצים לאורך הכנף. מוטות בד אלה מחוברים לשכבת בד מרסנת עליונה ותחתונה המצויה בתוך הכנף עצמה. הכנף עצמה מצופה בשכבת ניילון מיוחדת בתוספת עם שכבת קצף מיוחדת.

הכנף עצמה עשויה מחומרים שונים (תלוי בחוזק הרצוי) כגון קבלר, וקטרן ו- PBO.

אנו צריכים לזכור כי תצורה זו יכולה להתקפל פי 10 ויותר מהגודל המקורי שלה (תלוי כמובן בגודל ובחוזק שאנו צריכים). הניפוח עצמו של הכנף יכול להתרחש על הקרקע או באוויר, תלוי בצרכי המשימה והוא אורך פחות משנייה אחת (תלוי בגודל ובשיטת הניפוח).

חוזק הכנף נקבע על ידי החומר ממנו עשויה הכנף, עיצוב הכנף עצמה והלחץ הפנימי (כאשר מטרתנו היא בעצם להוריד את הלחץ הזה כמה שיותר כדי להוריד את מסת מערכת הניפוח, מסת הכנף ולהוריד סיכויים לדליפות אויר).

4.1.1. יתרונות:

- אחד מהיתרונות של שיטה זו היא שהיא רב פעמית.
- הכנפיים אמידות יותר לפגיעות היכולות להיגרם בגלל משלוח, אחיזה לא נכונה, מכות הנגרמות בנשיאה או בנחיתה בגלל האמידות המתבקשת מתצורה מתנפחת.
- יכולת לחזור לתצורה המקורית של כנף גם לאחר שעברנו את רמת ההעמסה המותרת והכנף התקפלה.
- תכנון יחסית פשוט (אין חלקים נעים).
- הכנף מתקפלת.
- יכולת להתנפח תחת תנאי G גבוהים.

- זול.
- אורך חיי מדף גבוהים.
- אפשרות להחלפה / רב פעמי.
- אפשרות לשינוי תצורת הכנף לטובת שליטה טובה יותר.
- תצורה מתנפחת מתנהלת טוב יותר עם ויברציות.

4.1.2. חסרונות:

- אפשרות לדליפת אויר.
- כנף עבה יותר דרושה לחוזק גבוה יותר – פחות אווירודינאמי.
- AR מוגבל להעמסה גבוהה על הכנף.
- יש להתחשב במשקל וגודל מערכת הניפוח.
- יש צורך בגז רזרבי כדי לשמור על לחץ פנימי קבוע שיכול להשתנות בגלל הבדלי גובה והבדלים תרמיים.

4.1.3. מערכת הניפוח

למעשה, כאן אנו בעצם מסתכלים על 2 שיטות פופולאריות. נתאר בקצרה את שתי השיטות ואז נפרט.

- שיטה הראשונה משתמשת באוויר דחוס (או כל גז אחר), אשר מאוחסן במיכלי גז וברגע הניפוח עובר ממיכלי הגז לכנפיים.
- שימוש ב - $NaN_3 + KNO_3$ כדי ליצור גז נתרן שינפח את הכנף. שיטה זו בעצם מתבססת על הודף מוצק.

4.1.3.1. גז דחוס

שיטה זו עובדת על אותו האפקט כמו ניפוח גלגלים או כדורים למיניהם. הרעיון המרכזי הוא העברת אויר ממקום האחסון שלו לאיזור הרצוי (במקרה שלנו כנפיים). זוהי אותה שיטה שמשתמשים בה צוללנים. האוויר הדחוס נשמר במיכלים מיוחדים ובשעת הצורך יוצא לכנפיים. אולם כאן מדובר על העברה מאוד מהירה של האוויר (יש לזכור שזמן הניפוח הוא תחת שנייה אחת). לכן יש צורך במדחס וווסת חזק. בעצם המערכת מבוססת על אותה המערכת המצויה ברובי צבע.

תפקידו של הווסת הוא להזרים את האוויר במידת הלחץ הרצויה לנו.

כמו כל דבר אחר בעולם גם כאן לכל שיטה יש יתרונות וחסרונות ובדיונינו נעמוד על שניהם.

4.1.3.1.1. יתרונות:

- אין סיכוי לפוצץ את הכטב"ם (יתרון זה נראה לא רלוונטי כרגע אולם נראה כי כאשר נדבר על השיטה השנייה הוא נהיה רלוונטי).
- פשוט.
- זול.
- אורך חיים ארוך.
- עמיד.

4.1.3.1.2. חסרונות:

- קשה לקבל גז ניפוח בטמפרטורה רצויה (בגלל הבדלי טמפרטורות הנגרמות בגלל הבדלי גובה).
- הלחץ הרצוי מוגבל למיכל האחסון.
- זמן ניפוח איטי יחסית.

4.1.3.2. הודף מוצק

השיטה הזו עובדת על עקרון ההודף המוצק שאנו יכולים למצוא ברקטות כיום. הודף מוצק נשרף לאט או מהר תלוי בצורך ותוך כדי שריפה משחרר גז אשר משמש לניפוח הכנפיים.

בעצם המערכת הזו מבוססת על אותה מערכת המצויה ברכבים, בכריות אויר.

כעת נעמוד על היתרונות והחסרונות של שיטה זו.

4.1.3.2.1. יתרונות:

- ניפוח מאוד מהיר של הכנף.
- אין הגבלה של כמות גז.
- המערכת ללא חלקים נעים.

4.1.3.2.2. חסרונות:

- יש צורך לחשב במדוייק את גודל ההודף אחרת יש סיכוי לפוצץ את הכנפיים ואולי גם את

הכטב"ם.

- יקר.

מכיוון שתצורה זו לא נבחרה גם לא בחרנו צורת ניפוח ספציפית אולם חקרנו את שתי הצורות.

4.1.4. תכן ראשוני של קונפיגורציה

4.1.4.1. איטרציה "0"

כדי להגיע למצב של "איטרציה 0" שזהו בעצם אפיון בסיסי של הגדלים הרצויים לעבודה. איטרציה זו נותנת לנו בסיס לעבודה ולפעמים גם נותנת לנו את האינפורמציה שתצורה מסויימת לא יכולה לעבוד או אינה אפשרית בכלל.

בבואנו לחקור את האפשרות להשתמש בכנפיים מתנפחות היינו צריכים לאפיין את כל גדלי המטוס (אורך גוף, זנב, גודל המנוע, סידור החלקים בתוך הכטב"ם וכו') אולם הדבר היחיד שהיה לנו לעבוד איתו היו דרישות הפרויקט. לכן במהלך איטרציה זו נעזרנו הרבה בספר - raymer "advance design".

ספר זה נתן לנו גדלים נתונים אשר קיבלו מניסויים עבור תצורות קבועות.

כאמור התחלנו עם מה שהיה לנו ואלו דרישות הפרויקט, לכן השתמשנו במשוואה השולטת עבור זמן שהייה:

$$E = \frac{\eta}{SFC}\frac{1}{V}\frac{C_L}{C_D}\left(\frac{W_0}{W_1}\right)$$

וקיווינו כי דרכה נגיע לגדלים הרצויים. אולם זה לא יצא.

לאחר שזה לא יצא נאלצנו לתת ניחושים מושכלים (כאשר עיקר ה"השכלה" הגיעה מהספר המוזכר לעיל) ולהכניסם למשוואה ואז בעזרת איטרציות להגיע לתשובות שאותם חיפשנו. וזה עבד.

כמה נתונים חשובים שלקחנו לדוגמא:

- Empty weight fraction – EMF = 0.6

$$SFC=0.5\left[\frac{\text{lb}}{\text{hr}\times\text{hp}}\right]=\frac{0.5\times0.4536\times9.81}{3600\times746}=8.285\times10^{-7}\left[\frac{1}{m}\right]$$

$\eta_p = 0.8$

$\left(L/D\right)_{loiter} = 10-12$ *for icprop* ,we'ill take a bit higher value of 13 because of our loiter endurance requirment.

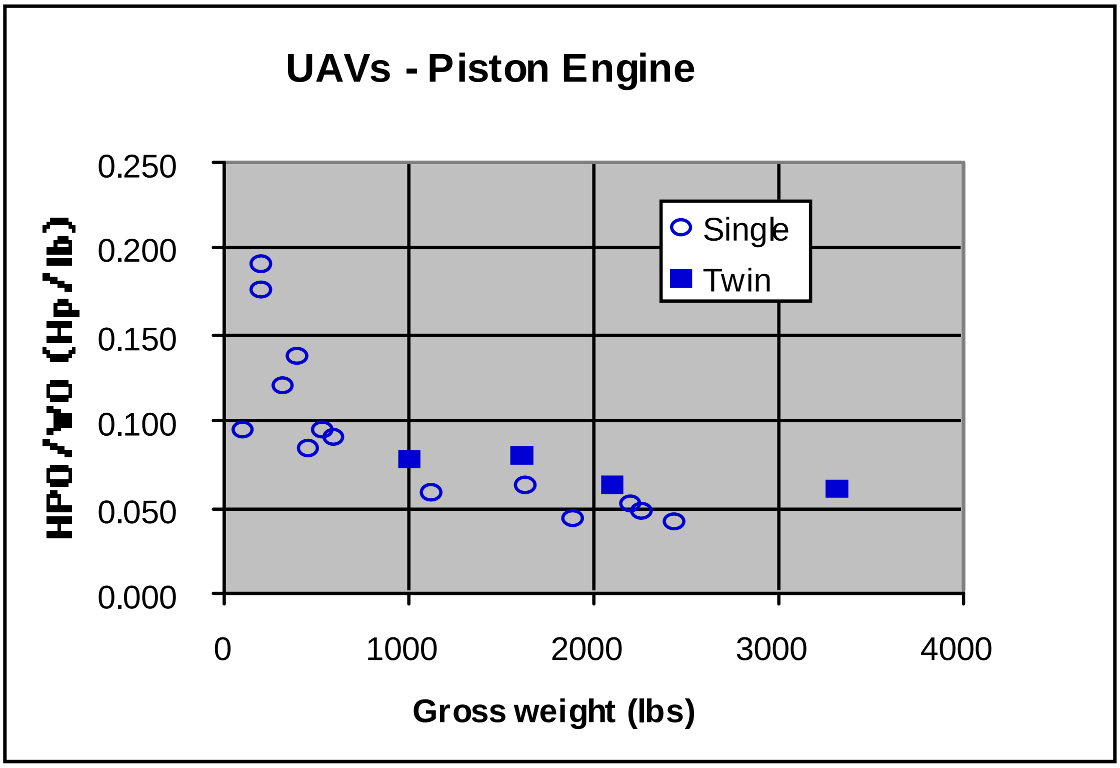
turbulent C_f=0.00336 ,calculated using an Air values calculator

$e(\text{Oswald}) = f(\Lambda, AR) \approx 0.8,$ *assuming there is no sweep*

כל הגדלים נלקחו מ- "raymer advance design".

בנוסף לגדלים עצמם של חלקי המטוס הצטרכנו גם לקבוע את גודל המנוע שבו אנו נשתמש (כיוון שזהו נתון חשוב בנוסחת השהייה) עבור תצורה זו. כדי לעשות את זה היינו צריכים לקבוע את ההעמסה על הכטב"ם. ידיעת ההעמסה W/Hp תיתן הערכה לגודל המנוע שנצטרך ואז אנו נבחר אחד מהמנועים שיש לנו בבסיס הנתונים שבנינו בהתחלה ולאחר שיהיה לנו מנוע נוכל להעריך את ה- SFC.

כעקרון, העמסה גדולה מראה על מנוע קטן. ננסה לתת הערכת העמסה על הכטב"ם בעזרת משוואות העמסה המצויות ב- RayAD ובעזרת בסיסי נתונים מצויים כגון Jane's UAV.



גרף5 משקל כטבמ"ים לעומת הספק מנוע

אנו יכולים לראות שהכטב"ם שלנו מתאים לאיזור של $W_0/hp \approx 10-20 \Leftarrow \quad 0.1-0.2\left[hp/W_0\right]$

According to RayAD we can use some of the following equtions to help us determining $W_0/hp : \left(V_{\max} = 90[kts]\right)$

$RagWings : W_0/hp = 511V_{\max}^{-0.75} \approx 17$

$Ultralights : W_0/hp = 325V_{\max}^{-0.75} \approx 11$

$Fixed-Gear\ smooth\ design : 248V_{\max}^{-0.61} \approx 16$

$Retract-Gear\ smooth\ design : 680V_{\max}^{-0.79} \approx 19$

אם כן, לסיכום, אנו יכולים להגיד שההעמסה היא בין 20-15.

$$hp = \frac{W_0}{W_0/hp} \Rightarrow hp \approx 5.5-7 \Leftarrow$$

.

4.1.4.1.1. אווירודינמיקה והעמסת כנפיים:

$$C_{D0} = C_f \times Kd \times \left({Swet}/{Sref} \right), where\, Kd = 1.2$$

$$\Rightarrow C_{D0} = 4.32 \times 10^{-3} \times \left({Swet}/{Sref} \right)$$

נניח גם כי : $\left({S_{wet}}/{S_{ref}} \right) = 5$. זה יתן לנו מקדם גרר פרזיטי של בערך 0.02 וזה יתן לנו:

$$\left({L}/{D} \right)_{loiter} = \left({C_L}/{C_D} \right)_{loiter} = \left(\sqrt{\frac{3}{16KC_{D0}}} \right)$$

$$\Rightarrow \left({L}/{D} \right)_{loiter} = \left(\sqrt{\frac{3}{16 \times 0.0497 \times 0.02}} \right) \cong 14$$

מנת מימדים:

$$K = \frac{1}{e\pi AR} = \frac{1}{0.8\pi 8} = 0.0497$$

$$\Rightarrow \left({L}/{D} \right)_{loiter} = \left({C_L}/{C_D} \right)_{loiter} = \left(\sqrt{\frac{3}{16KC_{D0}}} \right)$$

$$\Rightarrow \left({L}/{D} \right)_{loiter} = \left(\sqrt{\frac{3}{16 \times 0.0497 \times 0.02}} \right) \cong 14$$

עומס כנף מקסימאלי בשהייה.

$$\frac{W}{S} = q \times \sqrt{3\pi AR\, e\, C_{D0}},\ where\ q = {1}/{2}\rho V_{loiter}^{2}\ \ \rho_{10kft} = 0.904$$

$$assuming\ that\ V_{loiter} = V_{cruise} = 60\left[kts \right] \cong 30\left[{m}/{\sec} \right]\ we'll\ get\ the\ following:$$

$$\frac{W}{S} = 0.5 \times 0.904 \times 30^2 \sqrt{3\pi \times 7 \times 0.8 \times 0.02}$$

$$\Rightarrow \frac{W}{S} = 418\left[{Nt}/{m^2} \right]$$

אומדן ל $C_{L\max}$:

In order to estimate C_{LMAX} We'll need to convert the wing loading during the loiter to takeoff condition or in our case, stall condition.
Doing so is by dividing the loiter wing loading by the ratio of the average loiter weight to the takeoff weight.This ratio can be assumed to be 0.85:

$$\left(W/S\right)_{stall} = \left(\frac{\left(W/S\right)_{loiter}}{0.85}\right) \cong 490\left[Nt/m^2\right]$$

$$\left(W/S\right)_{stall} = q_{stall} \times C_{LMAX}$$

$$\Rightarrow C_{LMAX} = \frac{\left(W/S\right)_{stall}}{q_{stall}},\ where\ q_{stall} = 1/2 \times \rho_{stall} \times V_{stall}^2$$

$$V_{stall} = 40[kts] = 20.576\left[m/\sec\right],\ \rho_{stall} = 1.225\left[kg/m^3\right]$$

$$\Rightarrow C_{LMAX} = \frac{490}{0.5\times1.225\times(20.576)^2} \cong 1.9$$

ה- C_L שמצאנו, נגרם מעילוי הנגרם עקב המצאות כנף וזנב. בגלל הרצון לתכנן כנף מתנפחת אנו נחפש כנף ללא מדפים וזה בעצם נותן לנו C_L גבוה מדי (דבר זה יכול לגרום שלא נמצא חומר מתאים עבור הכנף שייצר את העילוי והגרר הרצויים לנו). לכן נעשה איטרציה הפוכה עבור $\left(W/S\right)_{loiter}$ פשוט עבור קביעה של $1.2-1.6=C_{L\max}$ (זהו ממוצע ערכים עבור כנף רגילה ללא מדפים) ומכאן נקבל את הגדלים הרצויים כגון: Sref ,AR, גודל כנפיים וכו'.

לבסוף הגענו לגדלים: Sref:

$$W_0/\frac{W}{S} = \frac{50\times9.81}{490} \cong 1\left[m^2\right]$$

מוטת כנפיים:

$$AR = \frac{b^2}{Sref}$$
$$\Rightarrow b = \sqrt{AR \times Sref} = \sqrt{7 \times 1}$$
$$\boxed{b = 2.6[m]}$$

אורך מיתר:

כדי לקבוע את אורך המיתר קודם כל אנו צריכים לקבוע האם הכנפיים שלנו הם מלבניות(rectangular), או שמא יש להן צורה אחרת (tapered). כאשר לכל צורת כנפיים יש ייחודיות משלה ויתרונות חסרונות שצריכים להתחשב בהם.

כנף שלא נהיית צרה, מלבנית (untapered) אמנם קל יותר לבנות אולם אין לה עילוי גבוה קרוב לקצה הכנף.

כנף צרה יכולה לווסת טוב יותר את העילוי הנגרם עליה אולם זה יוצר אפקט על הגרר.

כמו כן, הצרה של הכנף יכולה להוריד את מסת המטוס מכיוון שכנף שבסיסה גדול יותר יכולה להתמודד עם כוחות גרר גדולים יותר הנגרמים על ידי הרוח, וכך אפשר לתכנן כנפיים דקות יותר ולהפחית מהמשקל של המטוס כולו.

מכיוון שאין אנו מתעסקים במטוס קונבנציונאלי, נבדוק את 2 האופציות.

כנף ללא היצרות:

$$\rho V = m$$
$$V = \frac{m}{\rho}, where \;\; m = 2500[gr] \;\; \rho = 1\left[{}^{gr}\!/_{cm^3}\right]$$
$$\Rightarrow V = 2500\left[cm^3\right]$$
$$V_{equip} = 2500 \times 1.4 = 3500\left[cm^3\right]$$
$$V_{equip} = a \times S$$

כנף עם היצרות:

יש לזכור כי מטוסים יכולים להזדקר אם קצה הכנף נמוך מדי לכן נבחר ממוצע בסיס קצה = 0.5.

$$\lambda = \frac{C_{Tip}}{C_{Root}} = 0.5$$

$$C_{Root} = \frac{2S}{b(1+\lambda)} = \frac{2\times 1}{2.6\times(1+0.5)}$$

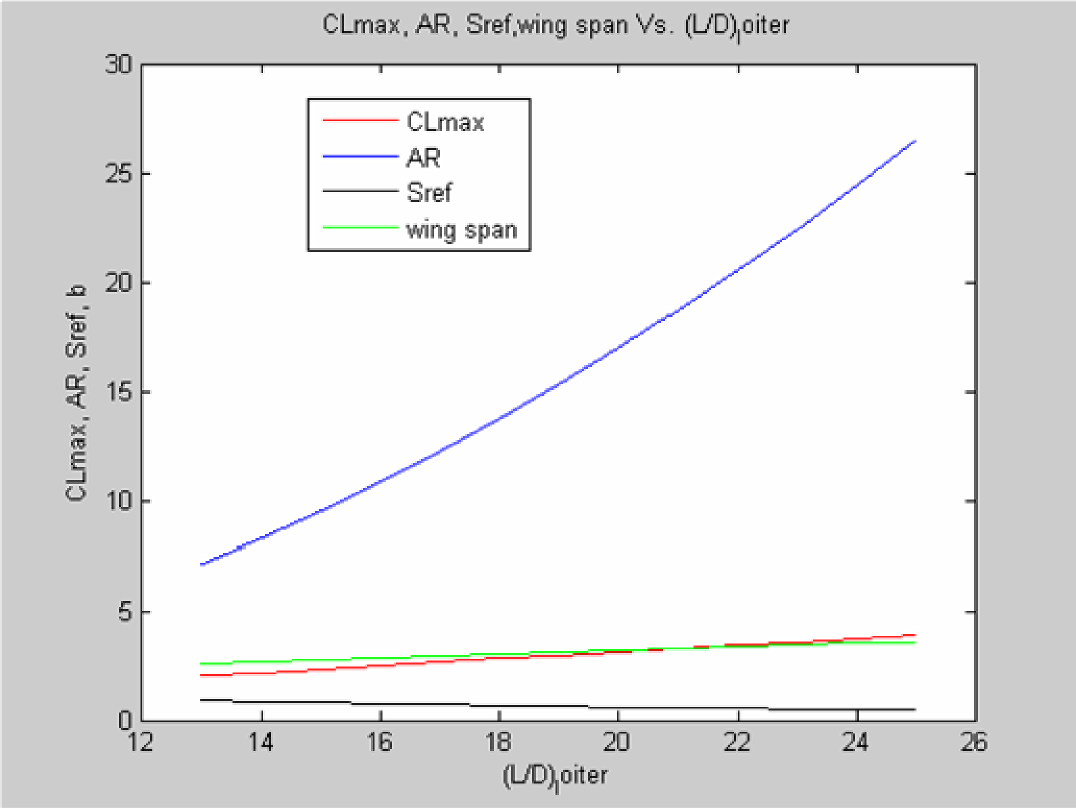
$$\Rightarrow C_{Root} = 0.52[m]$$

$$C_{Tip} = 0.26[m]$$

לבסוף הגענו לטבלה המסכמת הזו (בעזרת mathlab) ולגרף:

L/D	13.00	14.00	15.00	16.00	17.00	18.00	19.00	20.00	21.00	22.00	23.00	24.00	25.00
Clmax	2.03	2.19	2.34	2.50	2.66	2.81	2.97	3.13	3.28	3.44	3.60	3.75	3.91
AR	7.17	8.32	9.55	10.87	12.27	13.75	15.32	16.98	18.72	20.54	22.45	24.45	26.53
Sref	0.93	0.86	0.81	0.76	0.71	0.67	0.64	0.60	0.58	0.55	0.53	0.50	0.48
b	2.58	2.68	2.78	2.87	2.95	3.04	3.12	3.20	3.28	3.36	3.44	3.51	3.58

טבלה7 תכונות אווירודינאמיות כתלות בניחס עילוי גרר



גרף6 תכונות אווירודינאמיות כתלות בניחס עילוי גרר

גיאומטריית הזנב:

על מנת להפוך את תהליך הייצור והחישובים לפשוטים, לקחנו את העיצוב הקלאסי לכנף, "T" הפוך.

הכנף בנויה מחלק אופקי וחלק אנכי (ורטיקלי) :

$$S_{horizontal} = C_{HT} \cdot \frac{\bar{C}_{wing} \cdot S_{wing}}{L_{HT}}$$

$$S_{vertical} = C_{VT} \cdot \frac{b_{wing} \cdot S_{wing}}{L_{VT}}$$

במשוואות אלה אנו בעצם יודעים הכל פרט למרחקים ולמקדמי חלקי הזנב השונים.

בהתאם ל- RayAD עבור כטב"מים מצליחים אחרים בעלי אותם נתונים מצאנו כי:

$C_{HT} = 0.5, C_{VT} = 0.04$.

כעת מה שנשאר למצוא אלו הם האורכים.

לפי Raymer עבור מטוס בגודל שלנו האורך נע בין 45% ל- 50% מכלל אורך המטוס (זה עבור מטוס עם מנוע ופרופלור בחלקו האחורי) עבור זה נחשב את האורך הכולל.

$$L_{estimated} = a \cdot W_0^c$$
$$\left(when: c = 0.23, a = 1.315\right) \qquad \Rightarrow L_{estimated} = 3.2337_{[m]}$$

$$\Rightarrow S_{horizontal} = 0.1875_{[m]}$$
$$S_{vertical} = 0.090625_{[m]}$$

עכשיו משיש לנו את השטחים של אזורי הכנף השונים אנו יכולים למצוא עוד מהגיאומטריה של החלקים.

בהתאם למטוסים אחרים בגדלים של המטוס שלנו (לקחנו $\lambda = 1$ כי אנו מתעסקים עם כנפיים מלבניות):

$$vertical \rightarrow AR = 2, \lambda = 1$$
$$horizotal \rightarrow AR = 5, \lambda = 1$$
$$\Rightarrow vertical \rightarrow b_v = 0.4257_{[m]}, c_v = 0.2129_{[m]}$$
$$horizontal \rightarrow b_h = 0.968_{[m]}, c_h = 0.19377_{[m]}$$

לסיכום: הגדלים שיצאו לבסוף (של המטוס (של הכנף מצויים שורה מעל)) הם:

$$\left(L/D\right)_{loiter} = 14, C_{L\max} \cong 1.9, \frac{W}{S} = 418_{\left[Nt/m^2\right]}$$
$$b = 2.6_{[m]}, AR = 7, S_{ref} = 1_{\left[m^2\right]}$$
$$C_{root} = 0.52_{[m]}, C_{tip} = 0.26_{[m]}$$

4.1.4.2. יציבות בסיסית

כדי למקם את נקודת ה- X_{cg} , אנו צריכים להתחשב בהשפעת כל המומנטים שנוצרים ונגרמים

במטוס שלנו. לצורך זה נפרק את המטוס לחלקיו, ונראה מה ההשפעה של החלק על המומנט.

- גוף המטוס: הגוף הינו הומוגני ולכן נוכל להגיד כי אינו תורם למשוואת המומנטים.
- זנב: תורם למשוואת המומנטים.
- כנפיים: מיקומם נקבע על ידי ה- X_{cg} ולא להיפך.
- מיכל הדלק: אנו יכולים למקם אותו איפה שנרצה.
- מערכת ניפוח כנפיים: אנחנו נמקם אותה איפה שהכנפיים יהיו.
- מטעד: תורם למשוואת המומנטים.
- מנוע + פרופלור: תורמים למשוואת המומנטים.

חישוב הנקודה הניטראלית:

חישוב הנקודה הניטראלית נעשה תוך התייחסות ל- X_{wing}. ידיעת המרחק בין X_{wing} ל- X_n וידיעת מיקום X_{cg} יעזרו לנו למקם את הכנפיים והזנב יחסית לגוף המטוס כולו. זה נעשה על ידי דרישה של ממוצע של 15% מרווח יציבות, זאת אומרת $X_{cg}-X_n=0.15$.

$$\overline{Xn}=\overline{Xwing}-\eta_t\frac{S_tC_{L\alpha_t}}{S_wC_{L\alpha_w}}\left(\overline{Xwing}-\overline{Xtail}\right)\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

$$where:\ \eta_t\cong 0.95,\ \ C_{L\alpha_t}=\frac{2\pi AR}{AR+2}=4.48, C_{L\alpha_w}=\frac{2\pi AR}{AR+2}=4.88$$

$$\frac{S_t}{S_w}=0.1875,\ \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\approx 0.4,\ \ \overline{Xwing}-\overline{Xtail}=1.536$$

$$\Rightarrow \overline{Xn}=\overline{Xwing}-0.95\times 0.1875\times\frac{4.48}{4.88}\times 1.536\times\left(1-0.4\right)$$

$$\boxed{\overline{Xn}=\overline{Xwing}-0.1507\overline{C}_{mac}}$$

נחזור לחישוב ה- X_{cg} (נעזר בטבלה שתיתן לנו את המרחקים והמשקלים):

מכלול	מסה (ק"ג)	מרחק מהחרטום (מ"מ)	מסה*מרחק (ק"ג*מ"מ)
מנוע	3	3233.7	9701.1

כנף	2.397	1410	3379.77
דלק	15	3000	45000
מצנח	0.58	1200	696
מטען מועיל	20	0	0
אוויוניקה	2.5	300	750
זנב	0.432	2946	1272.672
גוף	5.9137	1616.85	9561.565
סה"כ	49.8227	1412.23	70361.1

טבלה8 מיקום ומשקל מכלולי תצורת כנפיים מתנפחות איטרציה 0

יציבות בסיסית – סיכום:

מצאנו כי ה- X_{cg} נמצא ב- $1412.23_{[mm]}$ מהאף של המטוס. זה אומר שהוא נמצא מעט מאחורי X_{wing}.

זה נותן לנו מרווח יציבות של 8.4% לפי החישוב הבא:

$$\boxed{\overline{Xn} = \overline{Xwing} - 0.1507\overline{C}_{mac}}$$

$$\overline{C}_{mac} = 0.33[m] = 33[mm]$$

$$\overline{Xwing} = 3233 - 1410 = 1823[mm]$$

$$\Rightarrow Xn = 1823 - 0.1507 \times 33 = 1818[mm]$$

$$Xcg = 3233 - 1412.23 = 1820.77[mm]$$

$$Xcg - Xn = 1820.77 - 1818 = 2.77[mm]$$

$$\boxed{\frac{2.77}{\overline{C}_{mac}} = 0.0839 \approx 8.4\%}$$

כאמור, המרחקים לא היו לשביעות רצוננו, והיינו צריכים לשפר את התצורה. אולם זו הייתה רק "איטרציה 0" אשר בה בדקנו גדלים כלליים, אפשרות קיום של תכנון כזה ועוד חישובים בסיסיים שיתנו לנו מושג והתמצאות כללית בנוגע לתצורה שהצענו.

כעת נעבור ל- "איטרציה 1" שהתבצעה על תצורה זו וזה בכדי שכעת נוכל לשפר כמה דברים (לדוגמא: מרווח היציבות שדרשנו (15%) אינו תואם את מרווח היציבות שיצא לנו (8.4%)), כמו כן יש לזכור כי ככל שאנו מתקדמים עם הפרויקט הגדלים עבור מערכות המשנה הולכים ומתקבעים על גדלים קבועים ולא על טווח גדלים כמו שהיה לנו ב-"איטרציה 0", דבר שיש להכניס לחישובים וכמובן אולי גם נוכל לשכנע את עצמנו שזוהי התצורה שאיתה נמשיך לעבוד ולבסוף אפילו לבנותה.

4.1.4.3. איטרציה "1"

החלטנו להגדיל את מוטת הכנפיים מבלי לשנות את S_{ref} ולנסות להוריד את האורך הכללי של המטוס על ידי חקירת נפח מערכות משנה המצויות במטוס.

$$\boxed{b = 2.9[m]}$$

$$S = b \times c \Rightarrow c = \frac{S}{b} = \frac{1}{2.9}$$

$$\Rightarrow \boxed{c = 0.34[m]}$$

$$AR = \frac{b^2}{Sref} = \frac{2.9^2}{1} \approx 8$$

$$K = \frac{1}{e\pi AR} = \frac{1}{0.8\pi 8} = 0.0497$$

$$\Rightarrow \left({}^{L}\!/_{D} \right)_{loiter} = \left({}^{C_L}\!/_{C_D} \right)_{loiter} = \left(\sqrt{\frac{3}{16KC_{D0}}} \right)$$

$$\Rightarrow \left({}^{L}\!/_{D} \right)_{loiter} = \left(\sqrt{\frac{3}{16 \times 0.0497 \times 0.02}} \right) \approx 14$$

4.1.5. חישובי נפחים

מיכל הדלק:

$$\left. \begin{array}{l} \rho V = m \\ V = Sa \end{array} \right\} \Rightarrow a = \frac{m}{\rho S}, where \;\; m = 15kg \;\; \rho = 702.5\left[{}^{kg}\!/_{m^3} \right]$$

$$a = \frac{15}{702.5 \times \pi \times 0.098^2} = \boxed{0.707[m]}$$

מצנח: גודל חבילת המצנח המקופלת = "$13" \times 2" \times 3$ זאת אומרת: $a = 13 \cdot 2.5 = 32.5_{[cm]}$

מטעד: בחרנו קוטר של 22 ס"מ עבור המצלמה שלנו.

רכיב אוויוניקה:

$$\rho V = m$$
$$V = \frac{m}{\rho}, where\ m = 2500[gr]\ \rho = 1\left[{gr}/{cm^3}\right]$$
$$\Rightarrow V = 2500\left[cm^3\right]$$

זהו בעצם נפח של 2.5 ק"ג אולם הציוד שלנו אינו תופס נפח כמו מים לכן נכפיל מספר זה בפקטור של 1.4.

$$V_{equip} = 2500 \times 1.4 = 3500\left[cm^3\right]$$
$$\left.\begin{matrix} V_{equip} = Sa \\ S = 2r^2 \end{matrix}\right\} a = \frac{V_{equip}}{S} = \frac{3500}{2 \times 10^2} = 17.5[cm]$$

מערכת ניפוח הכנפיים:

$$V_{tank} = 30.3 \times 2.5^3 = 473\left[cm^3\right]$$
$$\left.\begin{matrix} V_{tank} = Sa \\ S = \pi r^2, r = 4 \end{matrix}\right\} a = \frac{V_{equip}}{S} = \frac{473}{\pi \times 4^2} = 10[cm]$$

$a \approx 5_{[cm]} \Leftarrow$

מנוע: המנוע שאנחנו בחרנו להשתמש בו הוא: DA-100 עם חלל קנה של 42.6 מ"מ

גיאומטריית זנב

$$S_{horizontal} = C_{HT} \cdot \frac{\overline{C}_{wing} \cdot S_{wing}}{L_{HT}}, C_{HT} = 0.5$$
$$S_{vertical} = C_{VT} \cdot \frac{b_{wing} \cdot S_{wing}}{L_{VT}}, C_{VT} = 0.04$$
$$L_{HT} = L_{VT} = 2.5 \times 45\% = 1.125[m]$$
$$\Rightarrow \boxed{\begin{matrix} S_{horizontal} = 0.15[m] \\ S_{vertical} = 0.1[m] \end{matrix}}$$

$$vertical \rightarrow AR = 2, \lambda = 1 \rightarrow \boxed{b_v = 0.44_{[m]}}, \boxed{C_v = 0.2_{[m]}}$$

$$horizontal \rightarrow AR = 5, \lambda = 1 \rightarrow \boxed{b_h = 0.86_{[m]}}, \boxed{C_h = 0.17_{[m]}}$$

חישובי X_{cg}:

מכלול	מסה (ק"ג)	מרחק מהחרטום (מ"מ)	מסה*מרחק (ק"ג*מ"מ)
מנוע	3	2450	7350
כנף	2.397	1028	2464.1
דלק	15	2046.5	30697.5
מצנח	0.58	557.5	323.35
מטען מועיל	20	110	2200
אוויוניקה	2.5	307.5	768.75
זנב	0.432	2153	930.1
גוף	5.9	1250	7392
מערכת ניפוח	2	577.5	1155
סה"כ	51.8	1028.6	53281

טבלה9 מיקום ומשקל מכלולי תצורת כנפיים מתנפחות איטרציה 1

יציבות בסיסית – סיכום "איטרציה 1":

X_{cg} שלנו חושב ב – 1028.6 מ"מ מהאף שזה יוצא מעט מאחורי X_{wing}. לפי זה בעצם קיבלנו את מרווח היציבות ששאפנו להגיע אליו של 15% על ידי:

$$\boxed{\overline{Xn} = \overline{Xwing} - 0.1507\overline{C}_{mac}}$$

$$\overline{C}_{mac} = 0.34[m] = 34[mm]$$

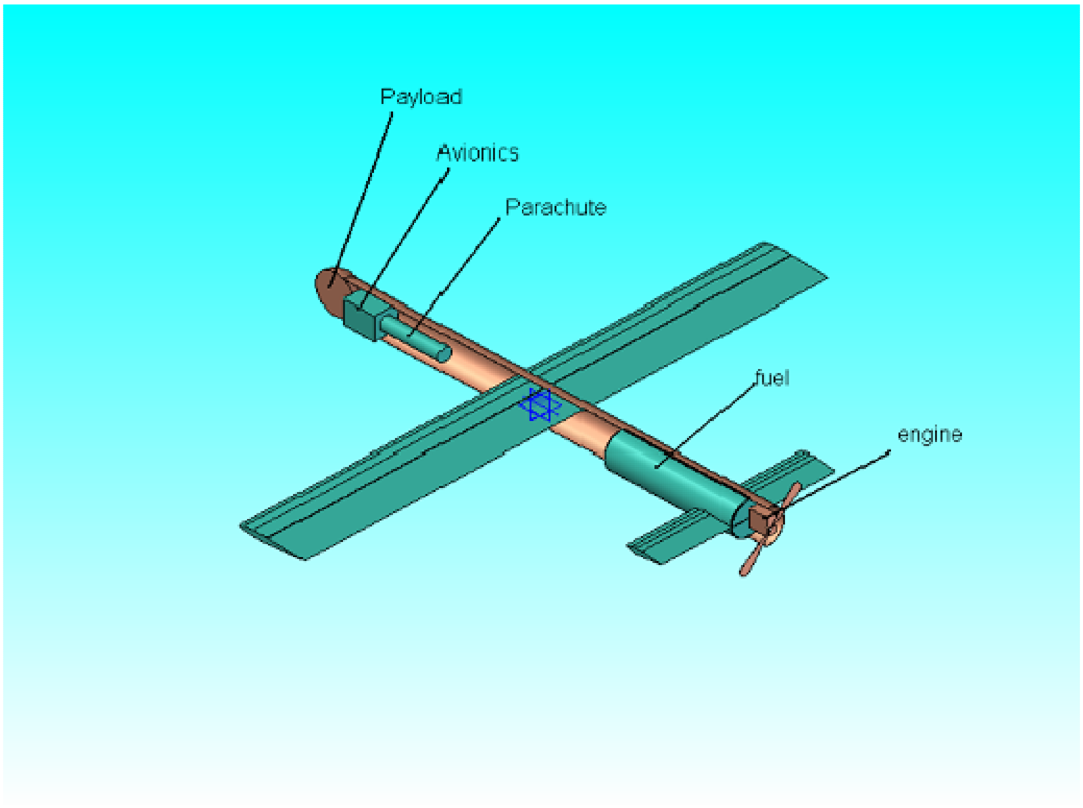
$$\overline{Xwing} = 2500 - 1028 = 1472[mm]$$

$$\Rightarrow Xn = 1472 - 0.1507 \times 34 = 1466.9[mm]$$

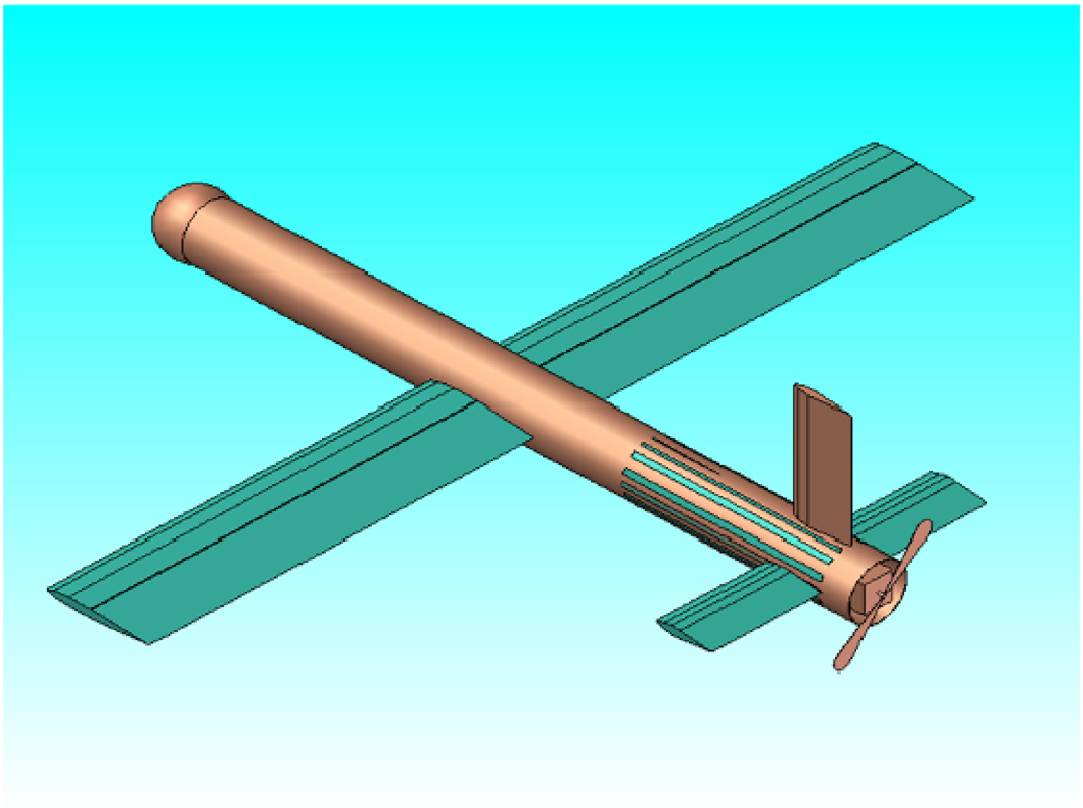
$$Xcg = 2500 - 1028.14 = 1471.86[mm]$$

$$Xcg - Xn = 1471.86 - 1466.9 = 5[mm]$$

$$\boxed{\frac{5}{\overline{C}_{mac}} = 0.147 \approx 15\%}$$



איור4 מיקום מכלולי תצורת כנפיים מתנפחות



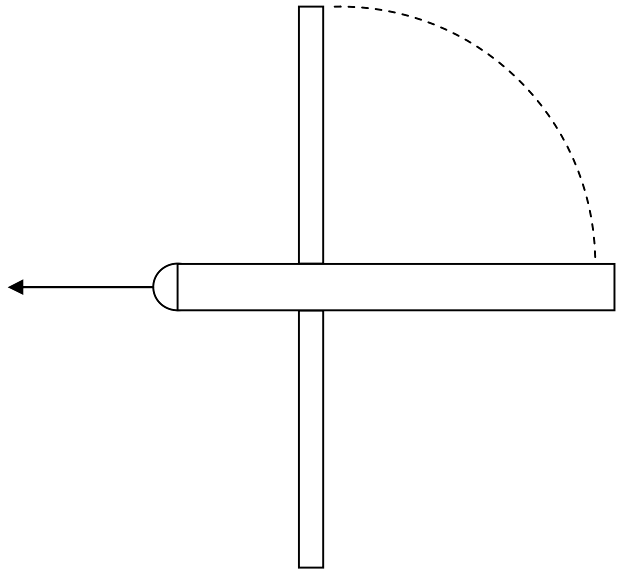
איור5 תצורת כנפיים מתנפחות

4.2. תצורת כנפיים נפתחות

4.2.1. שיקולים לתכן מול דרישות

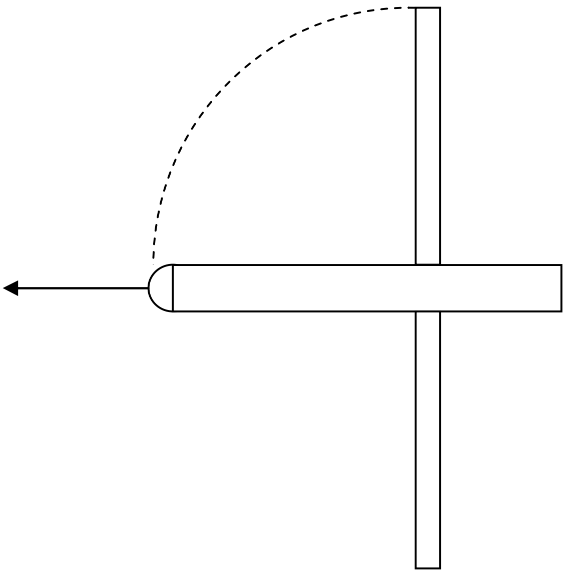
שיגור מזביל

הדרישה שגוררת את האילוצים הרבים ביותר מהכטב"ם היא הדרישה לשיגור מזביל. על מנת לאכסן את הכטב"ם עד שיגורו בתוך זביל במידות קטנות ככל האפשר עלתה האפשרות לקפל את הכנפיים על גבי גוף הכטב"ם. שיקול חשוב באופן קיפול הכנפיים הוא התחשבות באופן פתיחת הכנפיים בעת שיגור הכטב"ם. במידה ומקפלים את הכנפיים אחורה, הם צריכות להיפתח בעת השיגור קדימה כנגד האינרציה וכנגד גרר האוויר הפועל עליהן. המשמעות של פתיחה כנגד האינרציה וגרר האוויר הוא מנגנוני פתיחה כבדים ומסורבלים.

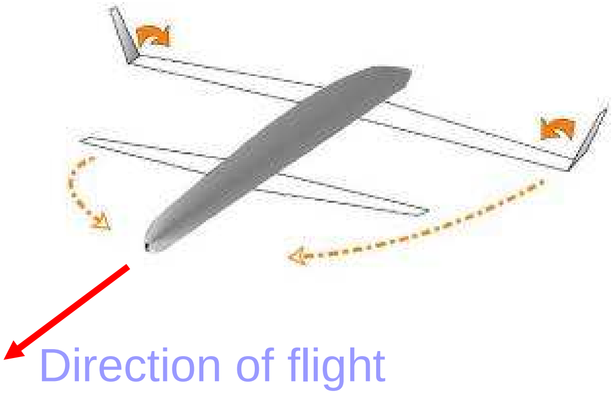


איור6 פתיחת כנף קדימה כנגד אינרציה וגרר אוויר

ישנה אפשרות נוספת והיא לקפל את הכנפיים קדימה ולנצל את כוחות האינרציה וגרר האוויר על מנת לסייע בפתיחת הכנפיים אחורה. על מנת לעמוד בדרישה (הברורה מאליה) של זביל קטן ככל האפשר, אסור שהכנפיים במצב מקופל יהיו קדמיות מדי וצריך למקם אותן בחלקו האחורי של הכטב"ם.



איור7 פתיחת כנף אחורה בעזרת אינרציה וגרר אוויר



איור8 תיאור סכמטי לאופן קיפול משטחים אווירודינאמיים

התצורה לעיל אינה שלמה מכמה סיבות:

- הבעיה הראשונה שבהן היא בעיית היציבות. במקרה שבו מציבים את הכנפיים בחלק האחורי של הגוף התצורה המתקבלת היא תצורה בעלת איכויות הטסה גרועות – מרווח היציבות (הסטטי) גדול מדי ואינו מאפשר ביצוע תמרונים.
- הסיבה השנייה היא בעיית הניהוג. במידה ואין משטחי ניהוג נוספים לא ניתן לבצע עלרוד.

- הסיבה השלישית היא שטח כנף דרוש. על מנת לעמוד בדרישות המשקל והמהירות דרוש שטח כנף מינימאלי. כדי להשיג את שטח הכנף הדרוש הפתרון הסטנדרטי הוא להגדיל את שטח הכנף (ובהכרח את מוטת הכנף) עד להשגת השטח הדרוש. פתרון זה בעייתי גם מבחינת חוזק הכנף (מוטה גדולה דורשת עובי ומשקל גדולים) וגם מבחינת קיפול הכנף ללא חריגה ממגבלות הזביל.
- מהסיבות שלעיל הוחלט להוסיף משטח אווירודינמי בקדמת המטוס (תצורת קאנרד). הוברר כבר מחישובים ראשוניים כי המשטח הקדמי (מעתה ייקרא קאנרד) יהיה גדול יחסית וישמש לניהוג, יזיז את המרכז האווירודינמי קדימה וישמש לתוספת עילוי לכטב"ם כולו.

משקל מקסימאלי.

הדרישה למשקל מקסימאלי (בצירוף מהירות טיסה דרושה והערכה ראשונית של מקדם העילוי) נותנת אומדן ראשוני לשטח הכנפיים הדרוש. נלקחו כמה הנחות ראשוניות המייצגות את פרופיל המשימה:

- משקל מקסימאלי – $W = 50[kg]$
- טיסה ישרה ואופקית – $L = W$
- גובה טיסה – $h = 3000[ft] \rightarrow \rho$
- מהירות טיסה – $V = 60[kt] = 30.9\left[{}^{m}\!/\!_{\sec}\right]$
- מקדם עילוי – $C_L = 1$

את הצפיפות בגובה הטיסה הרצוי מוצאים לפי:

$$\rho/\rho_0 = \left(1 - \frac{L}{T_0}h\right)^{\frac{g}{RL}-1}$$

כאשר המקדמים וגובה הטיסה הדרוש ידועים:

$$h = 3000[ft]; L = 2\left[{}^{\circ}\!/\!_{kft}\right]; {}^{g}\!/\!_{RL} = 5.26$$

מכאן מתקבלת הצפיפות בגובה טיסה מייצג:

$$\rho = 1.121\left[{}^{kg}\!/_{m^3}\right]$$

מתוך ההנחה כי הכטב"ם בטיסה ישרה ואופקית ניתן למצוא שטח כנפיים מינימאלי נדרש:

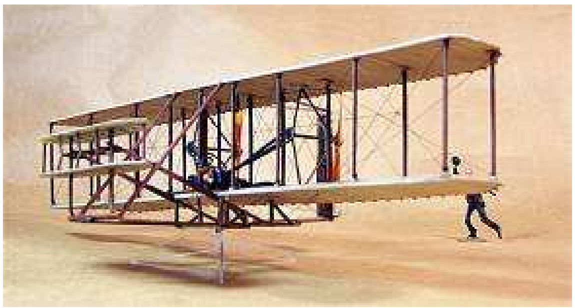
$$L = W = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \to S = \frac{2W}{\rho V^2 C_L} = \frac{2\cdot 50\cdot 9.81}{1.214\cdot 30.9^2\cdot 1} = 0.92\left[m^2\right]$$

חשוב לציין כי זהו שטח כנף מינימאלי נדרש והשטח האמיתי הדרוש ייקבע בהמשך התכן לפי ההנחות המחמירות ביותר. כנקודת פתיחה לתכן, תחת ההנחה כי הכטב"ם נדרש לטוס בגבהים גבוהים הרבה יותר (עד 10000 רגל) וכן כי מקדם העילוי יכול (במצבים מסוימים) להיות נמוך יותר, הוחלט לקחת את סה"כ שטח משטחי העילוי כ $S = 1\left[m^2\right]$

4.2.2. סקירת פתרונות קיימים

לאחר שהוגדר הפתרון העקרוני (קונספט), עלה הצורך למצוא תצורות דומות הקיימות בשוק. ישנם פתרונות רבים העונים לדרישה כל כנף אחורית בשילוב עם קאנרד:

- כבר בשנת 1903 הטיסו האחים רייט מטוס בעל תצורת קאנרד, הכנף הייתה כנף כפולה.



איור9 מטוס האחים רייט

- Mini Sniffer.

כטב"ם שיוצר ע"י NASA בשנות ה-70 המוקדמות והוטס בין השנים 1975-1982. מטרת הכטב"ם הייתה לדגום את האטמוספרה בגבהים גדולים יחסית (עד 21 ק"מ). הדגם הראשון של הכטב"ם התאפיין בכנפיים דקות וארוכות (מנת ממדים גדולה) וכן בקאנרדים קטנים יחסית המשמשים לניהוג בלבד.

איור10 Mini Sniffer

o X-29

מטוס (מדגים) ניסוי שיוצר ע"י NASA והוטס בין השנים 1985-1992. מטרת המדגים הייתה לבדוק רעיונות וטכנולוגיות מתקדמות. המטוס התאפיין בכנפיים אחוריות משוכות קדימה, קאנרדים המשמשים לניהוג בלבד. תוצאות ניסויי הטיסה העלו כי מדובר במטוס בעל יכולות תמרון גבוהות מהרגיל, ביצועים טובים בתחום העבר קולי ומבנה קל.

איור11 X-29

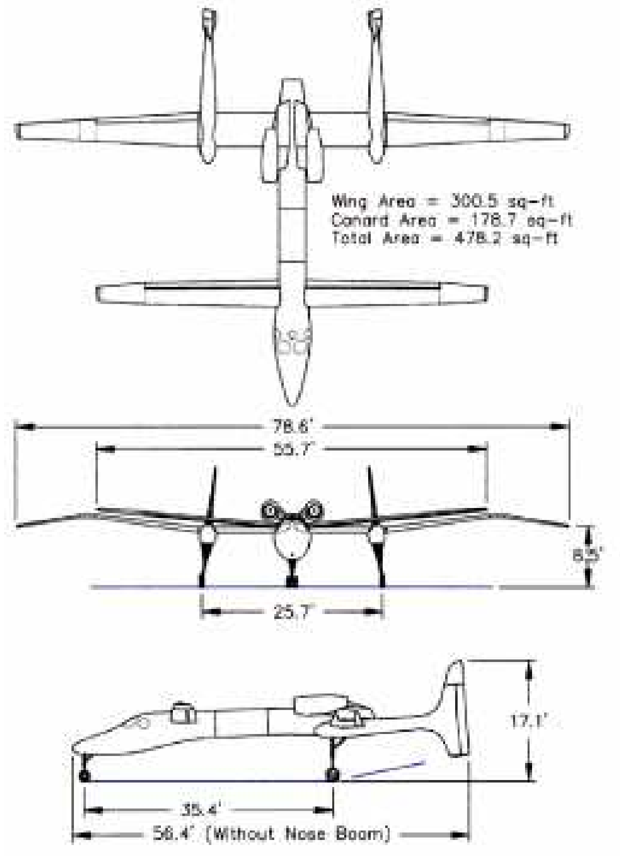
o Long EZ

איור12 Long EZ

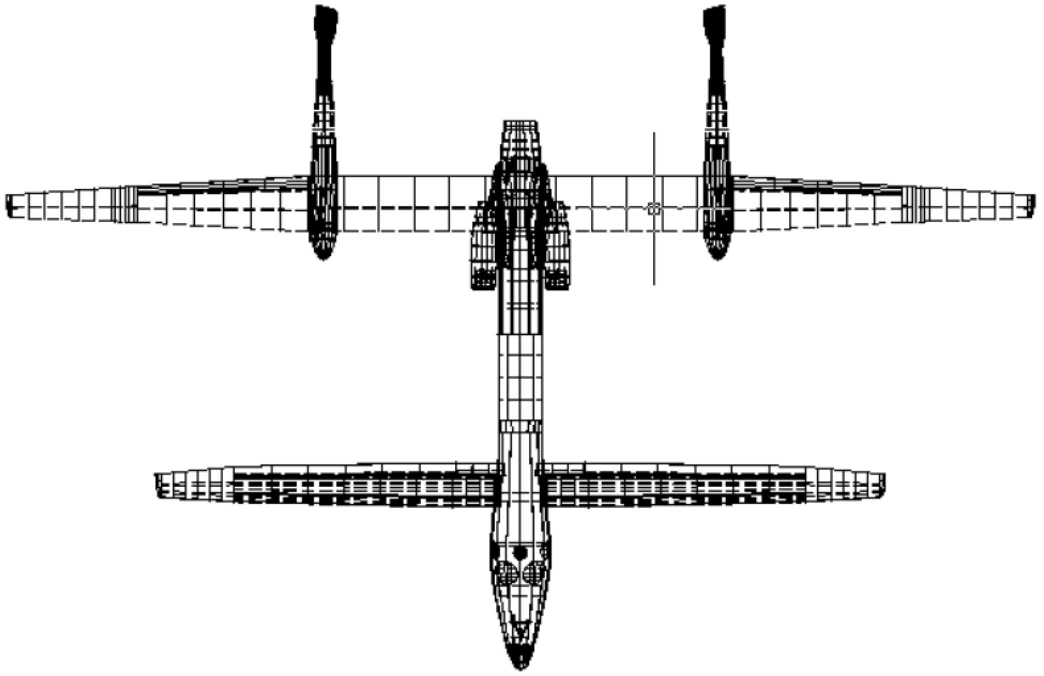
o Proteus

פתרון כזה שנמצא הוא המטוס "Proteus" של חברת "Scaled composites" שנבנה ע"י ברט רוטן. המטוס המתוכנן לטיסה בגבהים גדולים ונשיאת משקל רב. בתמונות הבאות ניתן לראות המטוס ושרטוטים שלו. המטוס מאופיין במשטח קדמי גדול למדי (הכלאה בין קאנרד לתצורת טנדם) וכנף אחורית. שני משטחי העילוי (קאנרד וכנף) בעלי מיתר דומה למדי ומנת ממדים גדולה יחסית. מייצבי הכיוון נמצאים על גבי זנב משוך אחורנית והם בעלי שטח גדול.

איור13 Proteus



איור14 Proteus מידות כלליות



איור15 Proteus מבט על

4.2.3. מודל בסיס ("הקטנה" של מטוס קיים לגדלים של הכטב"ם שלנו)

על מנת להתחיל את התכן בצורה יעילה ככל האפשר היינו זקוקים לנקודת עבודה ראשונית ממנה ניתן לבצע חישובים מדויקים ולהגיע לתצורה ברת מימוש. ההחלטה הייתה להשתמש במטוס "Proteus" ולהקטין את המידות הגיאומטריות שלו על מנת לקבל את המידות הגיאומטריות הנדרשות מהכטב"ם שלנו.

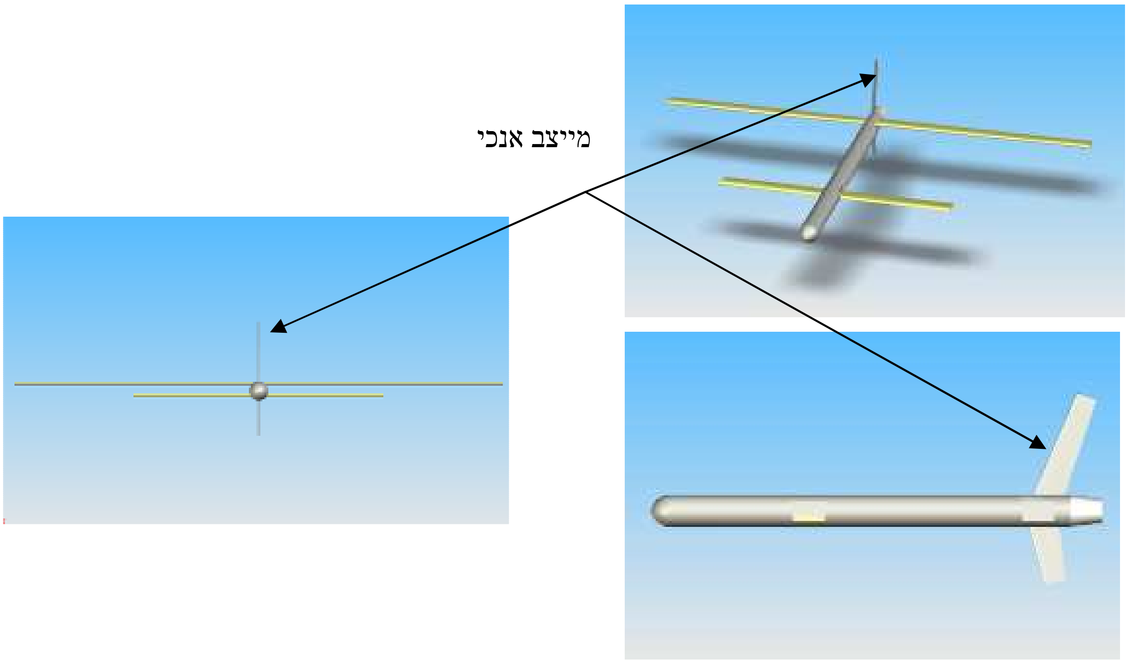
הפרמטר לפיו החלטנו להקטין את הפרוטאוס היה אורך המטוס. ביצענו התאמה בין אורך הפרוטאוס לבין אורך הכטב"ם וקיבלנו שפקטור ההקטנה הוא 7 (כלומר יש להקטין את המידות פי 7). מוטת הכנפיים שהתקבלה הייתה 3.4 מטר ומוטת הקאנרדים שהתקבלה הייתה 2.4 מטר. המידות הגיאומטריות של הכנפיים והקאנרדים מתאימות לדרישות הכטב"ם. כהנחה ראשונית הוחלט שמיתר הכנף יהיה 0.2 מטר ומיתר הקאנרד יהיה 0.15 מטר. תחת הנחות המידות הגיאומטריות הנ"ל התקבל סה"כ שטח כנפיים + קאנרדים של 1.04 מטר. כל המידות הנ"ל הן מידות ראשוניות שצריכות להיקבע בהמשך התכן בצורה מדויקת יותר (לפי הפרופיל הנבחר, מיקום מרכז הכובד של הכטב"ם ומרווח היציבות הנדרש, אנליזות אווירודינאמיות וכו').

אחד הפרמטרים בעל השפעה על המשך התכן הוא המייצבים האנכיים. יש לקבוע את מיקומם, גודלם צורתם וכו'. על מנת לקבוע כללי אצבע ולהציג אפשרויות לתכן המייצב. הדרישות העיקריות לתכן המייצב:

- ימוקם מאחורי מרכז הכובד (רק בצורה הזו הוא מייצב את הכטב"ם).
- צריך להיות בעל מומנט גדול מספיק (או שטח גדול או מרחק גדול ממרכז הכובד ומהכנפיים).

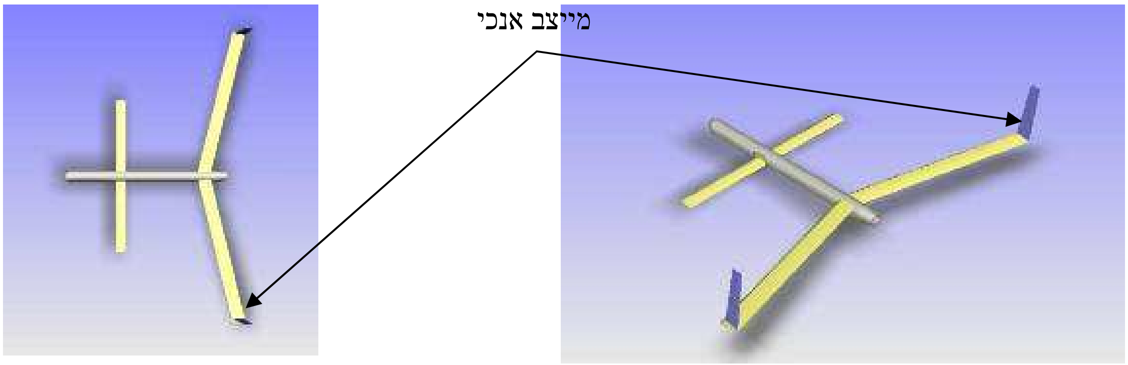
נבחנו כמה תצורות שונות למייצבים אנכיים.

- מייצב סטנדרטי על גבי גוף המטוס (יכולה להיות תוספת גם מתחת לגוף המטוס).



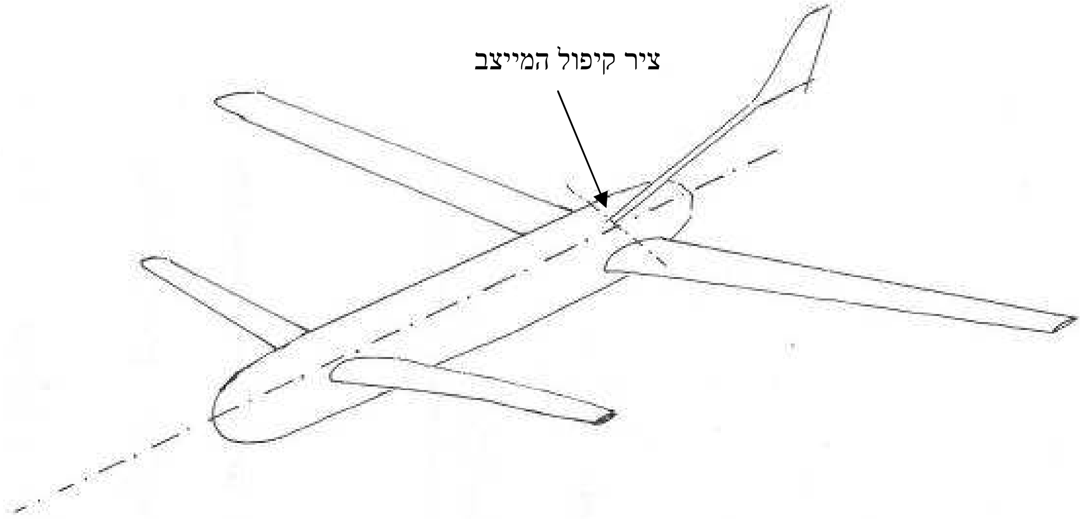
איור16 מייצב אנכי סטנדרטי

- מייצב אנכי על קצות הכנפיים.



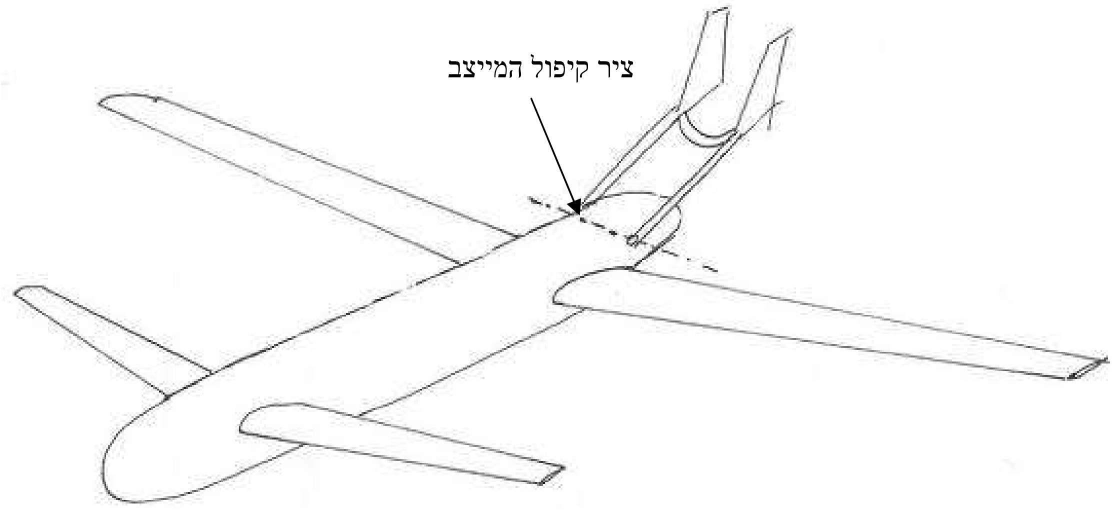
איור17 מייצב אנכי על קצות הכנפיים

- מייצב אנכי בודד מתקפל (לחיסכון במקום בזביל)



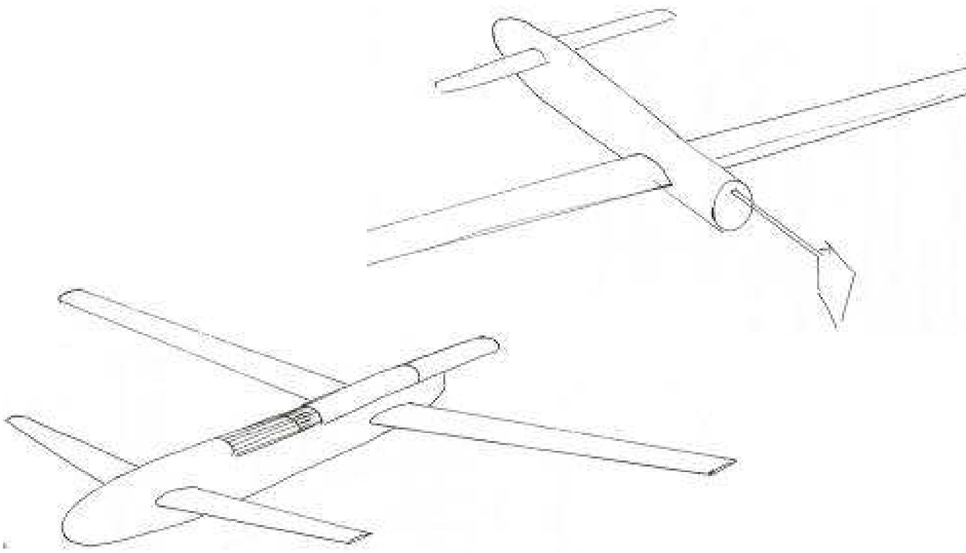
איור18 מייצב אנכי בודד מתקפל

- o מייצב אנכי כפול מתקפל (לחיסכון במקום בזביל ולהוספת שטח מייצב)



איור19 מייצב אנכי כפול מתקפל

- o מייצבים נשלפים מתוך גוף הכטב"ם.



איור20 מייצבים אנכיים נשלפים מגוף הכטב"ם

חישוב גודל ומיקום מייצב אנכי. את החישוב ניתן לעשות לפי tail volume coefficient, כפי שמוגדר בספר של Raymer. שטח המייצב האנכי הדרוש נקבע לפי הנוסחא הבאה:

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} b_W S_W}{L_{VT}}$$

כאשר b_w מוטת הכנף

S_w שטח הכנף

C_{VT} מקדם מתוך טבלה

L_{VT} זרוע מומנט עד למרכז הלחץ של הכנף

הטבלה הנותנת את המקדמים המתאימים לפי סוגי המטוסים נתונה להלן.

INITIAL SIZING 125

Table 6.4 Tail volume coefficient

	Typical values	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

טבלה10 מקדמי מייצב אנכי

בפרויקט השתמשנו במקדמים המתאימים למטוסים "עשה זאת בעצמך" – HomeBuilt. במטוסים בעלי קאנרד מנהג נהוג שזרוע המומנט היא מסדר גודל של 25%-30% מאורך הגוף. מתקבל החישוב הבא לשטח המייצבים האנכיים:

$$L_{fuse} = 2.5[m]$$

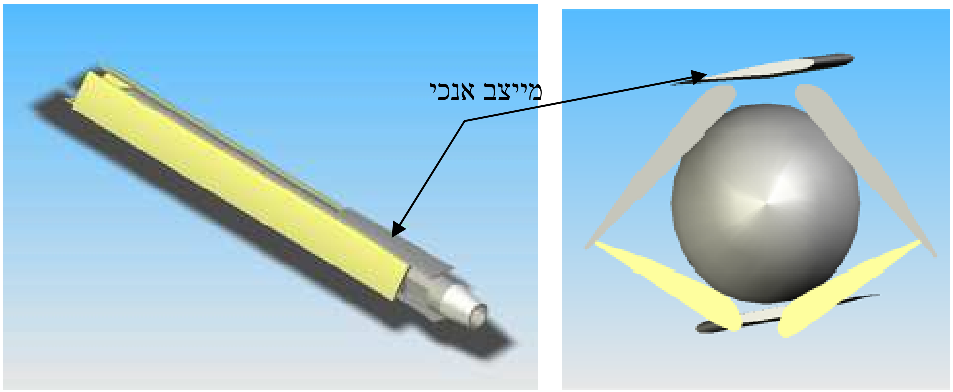
$$\Rightarrow L_{VT} = 0.75 \div 1.25[m]$$

$$\Rightarrow S_{VT} = \frac{C_{VT} b_W S_W}{L_{VT}} = \frac{0.04 \cdot 5 \cdot 1}{0.75} = 0.267[m^2]$$

בהנחה שמשתמשים בשני מייצבים אנכיים על קצות הכנפיים, שטח של מייצב בודד הוא חצי מהשטח לעיל.

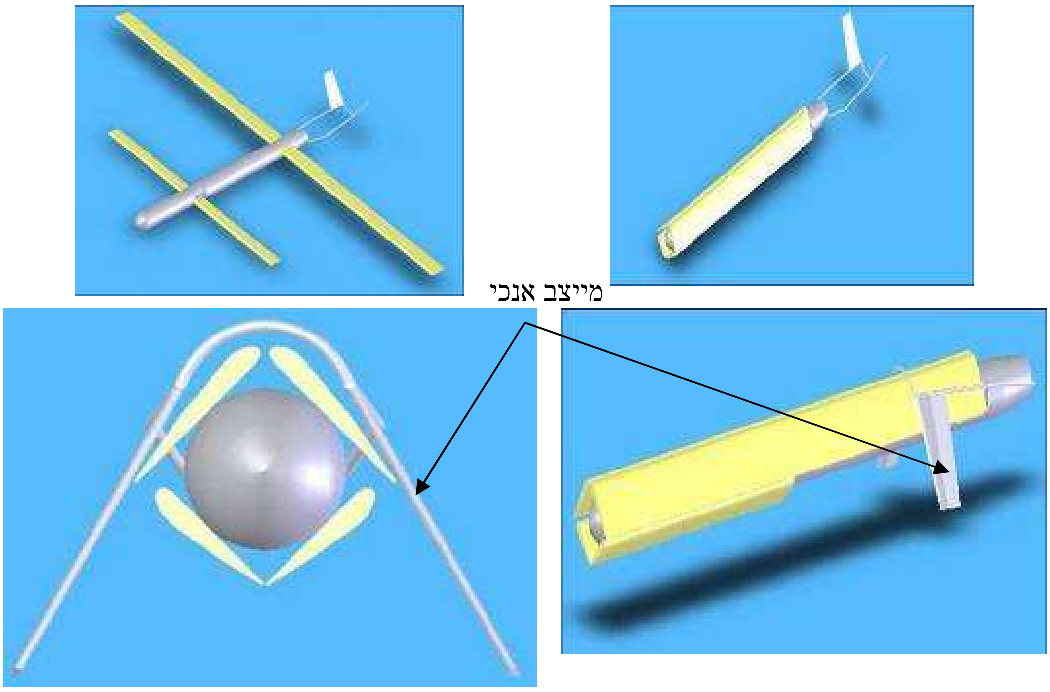
כאשר מתכננים מייצב אנכי עבור כטב"ם הנכנס לזביל יש לשים לב לנושא קיפול המייצב בתוך הזביל. בשלב זה הועלו הצעות ראשונית לאופן קיפול המייצב בתוך הזביל כרעיונות קונספטואליים בלבד.

o קיפול מייצב אנכי בודד על גבי הגוף:



איור21 קיפול מייצב אנכי בודד

o קיפול מייצבים אנכיים כפולים נפתחים (בשלב הקונספט המייצב האנכיים חורגים ממעטפת הזביל המתוכננת ויש למצוא פתרון לחריגה זו):



איור22 קיפול מייצב אנכי כפול

יתרונות וחסרונות של סוגי מייצבים אנכים:

הטבלה הבאה מסכמת את היתרונות והחסרונות השונים עבור סוגי המייצבים האנכיים שהוצגו לעיל:

קונפיגורציה	חסרונות	יתרונות

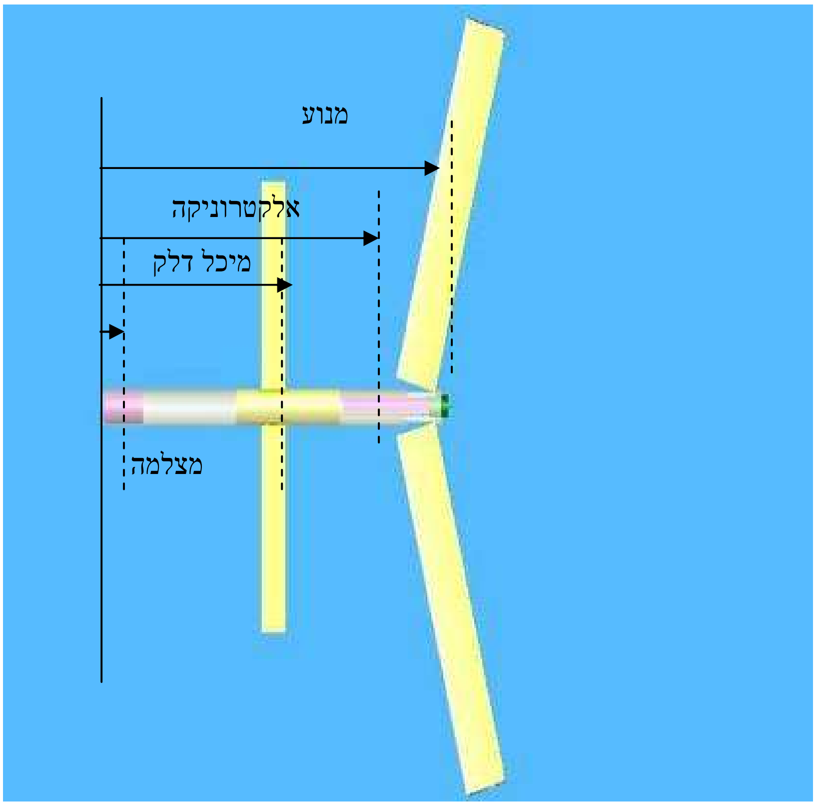
קונפיגורציה	חסרונות	יתרונות
מייצב אנכי בודד	זרוע מומנט קטנה יחסית	פשוט קרוב למפעילים (סרוו) קל לקיפול
מייצבים על קצוות הכנפיים	רחוק מהמפעילים	זרוע מומנט גדולה
מייצב אנכי מתקפל	דורש ציר קיפול נוסף דורש נפח בזביל עלול לגרור בעיית חוזק מכני רגיש לרעידות	בעל זרוע מומנט גדולה כרצוננו
מייצב אנכי כפול מתקפל	דורש ציר קיפול נוסף דורש נפח בזביל	קשיח ורובוסטי לעומת מייצב אנכי מתקפל בודד
מייצב נשלף	מסובך לבנייה ותכנון דורש נפח בתוך גוף הכטב"ם	אינו דורש נפח בזביל בעל זרוע מומנט גדולה

טבלה11 סיכום יתרונות וחסרונות לסוגי מייצבים

4.2.4. אינטגרציה ראשונית.

בשלב האינטגרציה הראשונית נלקח מרווח היציבות כ 15%, נבנה מודל תיב"ם ראשוני לגוף, משטחים אווירודינמיים וחלק מרכיבי הכטב"ם.

בשלב ראשון נעשתה הערכה ראשונית למיקום הרכיבים העיקריים (מנוע, מטעד וכו'). המצלמה מוקמה בחרטום הכטב"ם, מיכל הדלק סביב מרכז הכטב"ם (מיקום משוער למרכז הכובד), אלקטרוניקה מאחורי מיכל הדלק ומנוע באחורי הכטב"ם.



איור23 מיקום ראשוני למכלולי הכטב"ם

הטבלה הבאה מסכמת את מיקומי הרכיבים העיקריים ביחס לחרטום, משקל הרכיבים משקל סה"כ הכטב"ם ומיקום מרכז הכובד של הכטב"ם. משקלי הרכיבים נלקחו מתוך סקרים ראשוניים, הערכות ראשוניות וכן מתוך תוצאות נתוני המסה עבור רכיבים מתוכננים בתיב"ם:

רכיב	מסה (ק"ג)	זרוע [מ"מ]
גוף	8.7	1270
כנפיים משוכות ב °15 X 2	5.6	2280
קאנרדים X 2	2.2	1186
מייצבים אנכיים X 2	1.2	2855
מצלמה	10	146.7
מנוע	2.6	2430
דלק	15	1100
אלקטרוניקה (כולל מצברים ותקשורת)	6	1700
סה"כ	51.3	1254

טבלה12 מיקום ומשקל מכלולי כטב"ם

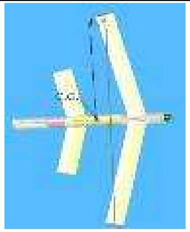
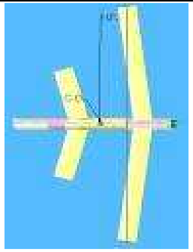
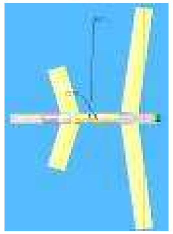
עבור מרווח יציבות רצוי של 15% מרכז הכובד צריך להיות כ 1750 מ"מ מהחרטום. התקבל כי מרכז הכובד קדמי מדי. על מנת לפתור את הבעיה יש לבצע אופטימיזציה המתחשבת בכמה פרמטרים: מיקום מרכז הכובד (הנבנה מתוך מיקום הרכיבים השונים ובכלל זה המשטחים האווירודינמיים), מיקום מרכז אווירודינמי (הנבנה מתוך מיקום המשטחים האווירודינמיים וגודלם).

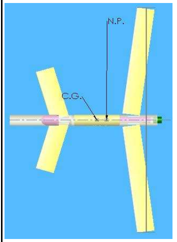
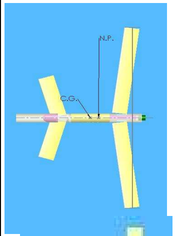
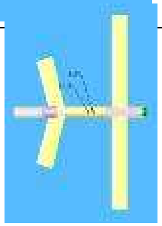
מכיוון שאין דרך פתרון אנליטית נבנתה טבלה המרכזת אוסף של קומבינציות הפרמטרים לעיל.

בטבלה המפורטת בהמשך (באנגלית) ישנם כמה פרמטרים שאיתם בוצעו קומבינציות שונות. הפרמטר הראשון הוא סידור הרכיבים הפנימיים בתוך גוף הכטב"ם. הפרמטר השני הוא גדלי הכנפיים (מוטה, מיתר, זווית משיכה ומיקום ביחס לחרטום) הפרמטר השלישי הוא גדלי הקאנרדים (מוטה מיתר, זווית משיכה ומיקום ביחס לחרטום). מכל הרכיבים שלעיל מתקבל (באמצעות שימוש בתיב"ם וכן בתוכנת MATLAB לחישוב מרכז אווירודינמי) מיקום הנקודה הניטרלית של הכטב"ם, מיקום מרכז הכובד ← מרווח היציבות המתקבל וכן האם הזרוע מספיקה למייצב אנכי.

body description	wing				canard				total vertical tail area [m^2]	Body NP	Total Body CG	Stability margin [%]	tail arm	conclusion
	chord	span	location from nose	sweep angle	chord	span	location from nose	sweep angle						
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	0	0.2	2.5	1.25	0	0.267	2171	1620	184%	-	does not comply with demands, insufficient tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	14	0.2	2.5	1.25	0	0.267	2342	1620	241%	+	does not comply with demands, sufficiant tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	-14	0.2	2.5	1.25	0	0.267	2000	1550	150%	-	does not comply with demands, insufficient tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	0	0.2	2.5	1.25	-13.5	0.267	2124	1577	182%	-	does not comply with demands, insufficient tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	-14	0.2	2.5	1.25	-13.5	0.267	1953	1544	136%	-	does not comply with demands, insufficient tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	-14	0.2	2.5	1.25	13.5	0.267	2048	1556	164%	-	does not comply with demands, insufficient tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	0	0.2	2.5	1.25	13.5	0.267	2219	1589	210%	-	does not comply with demands, insufficient tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	0	0.2	2.5	0	0	0.267	1776	1495	94%	-	does not comply with demands, insufficient tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	14	0.2	2.5	0	0	0.267	1947	1530	139%	+	does not comply with demands, insufficient tail arm

body description	wing				canard				total vertical tail area [m^2]	Body NP	Total Body CG	Stability margin [%]	tail arm	conclusion
	chord	span	location from nose	sweep angle	chord	span	location from nose	sweep angle						
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	-14	0.2	2.5	0	0	0.267	1605	1462	48%	-	does not comply with demands, insufficiant tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	0	0.2	2.5	0	-13.5	0.267	1729	1489	80%	-	does not comply with demands, insufficiant tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	14	0.2	2.5	0	-13.5	0.267	1899	1523	125%	+	does not comply with demands, insufficiant tail arm
engine at back, fuel at center, camera behind fuel, full body length	0.3	4	2.5	-14	0.2	2.5	0	-13.5	0.267	1558	1456	34%	-	comply with demands, insufficiant tail arm
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	2.5	2.5	14	0.27	2.5	0	-13.5	0.267	1371	1341	10%	+	comply with demands, sufficient tail arm
short body, engine at back, fuel at center, camera behind fuel - does not change CG			2.5				1.25							
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	4	2	14	0.3	2	1	0	0.267	1878	1413	155%	+	
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	4	2	0	0.3	2	1	0	0.267	1718	1413	102%	+	
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	4	2	-14	0.3	2	1	0	0.267	1557	1396	54%	-	

body description	wing				canard				total vertical tail area [m^2]	Body NP	Total Body CG	Stability margin [%]	tail arm	conclusion
	chord	span	location from nose	sweep angle	chord	span	location from nose	sweep angle						
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	4	2	-14	0.3	2	1	-13.5	0.267	1468	1392	25%		
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	4	2	-7.5	0.3	2	1	-16.6	0.267	1548	1438	37%		
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	4	2	7.5	0.3	2	1	-16.6	0.267	1709	1487	74%	+	

body description	wing				canard				total vertical tail area [m^2]	Body NP	Total Body CG	Stability margin [%]	tail arm	conclusion
	chord	span	location from nose	sweep angle	chord	span	location from nose	sweep angle						
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	4	2	7.5	0.3	2	0.8	-16.6	0.267	1638	1473	55%	+	
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	3.3	2	7.5	0.3	2	0.8	-16.6	0.267	1606	1447	53%	+	
engine at back, fuel at center, camera in front of fuel, full body length	0.3	3.3	2	7.5	0.3	2	0.8	-16.6	0.267	1532	1429	34%	631 mm	

טבלה13 תצורות אפשריות לכטב"ם כנפיים מתקפלות

4.3. השוואה בין התצורות

השוונו בין שני התצורות ע"י מספר פרמטרים כגון: משקל, אמינות, מחזור חיים ועוד.

לאחר מכן הגדרנו את החשיבות של כל פרמטר ולבסוף בחרנו את תצורת הקנארד.

פרמטרי ההשוואה והחשיבות מוצגים בטבלה הבאה:

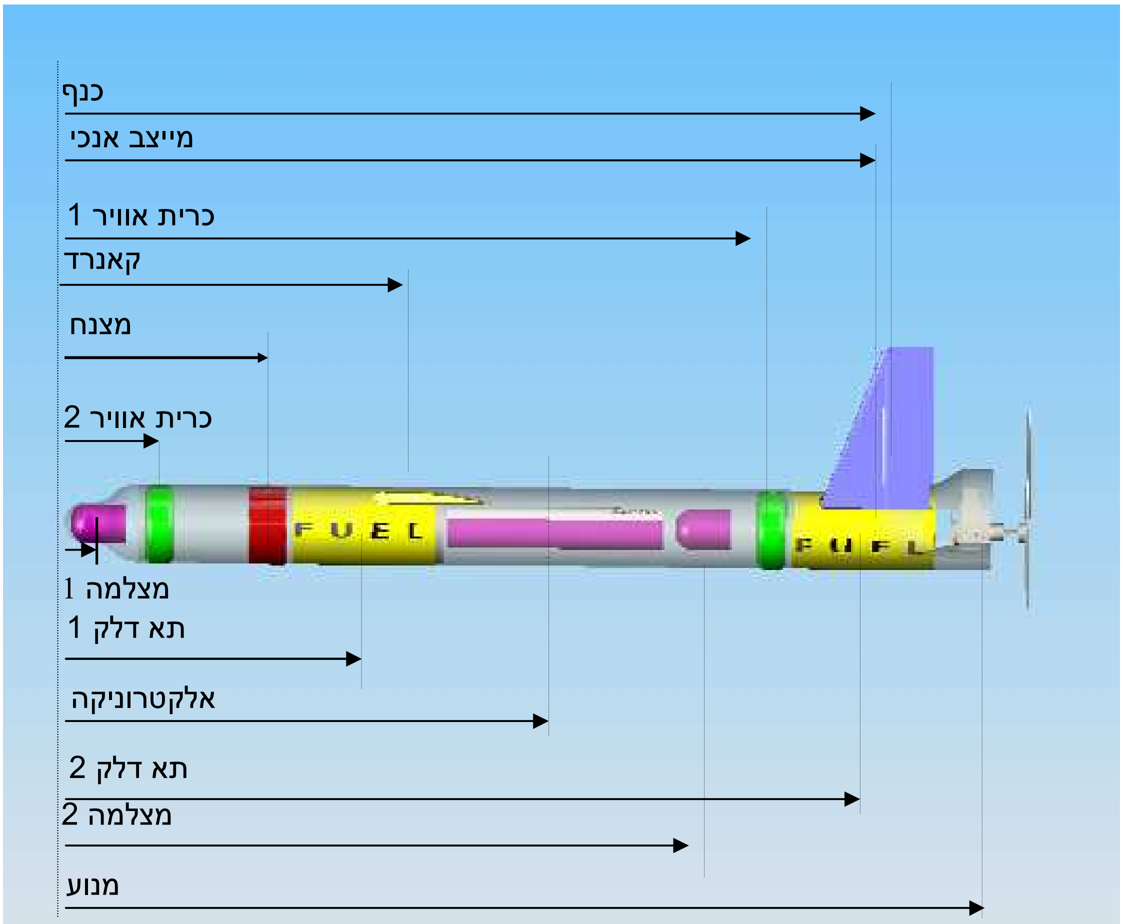
	קונפיגורציה		משקל הקרטריון
קריטריון	כנף מתנפחת	קנארד	
חתימה אופטית (שטח חתך)	1.65	2.2	5
משקל (ריק)	17	25	1
משקל מטען מועיל	20	10	9
תחזוקתיות (מחזורי חיים)	50	מעל 50	7
פער טכנולוגי	4-3	3-2	7
גודל הזביל	2700*250*250	2700*400*400	6
עלות יחידה	3	2	9
עלות מחזור חיים	3	2	9

טבלה14 השוואה בין תצורת כנפיים מתקפלות לתצורת כנפיים מתנפחות

כפי שניתן להבין מההשוואה תצורת הקנארד עדיפה על פני תצורת הכנף המתנפחת בכמה פרמטרים: מחזור החיים ארוך יותר, מחיר ייצור, מורכבות וסיבוכיות.

4.4. איטרציה ראשונה – תצורת קנארד

ניתן לראות שבעזרת הטבלה שנבנתה בשלבים מוקדמים יותר ניתן היה להגיע לאוסף פתרונות שיכולים לשמש כבסיס לתכן מתקדם.
תוך כדי בחירת המכלולים התברר כי מטעד יחיד בעל יכולות יום ולילה המתאימות לצרכינו הוא גם יקר וגם כבד, עלה רעיון (שהתקבל) לצייד את הכטב"ם בשני מטעדים בו זמנית. הראשון ימוקם בחרטום הכטב"ם והשני באמצע הגוף. כל מטעד יהיה בעל יכולת יום או לילה, המשקל והמחיר המשותף של שני מטעדים כאלו קטן מהמשקל והמחיר של מטעד בודד בעל יכולות כפולות.
בשלב זה בוצע תיכנון ראשוני למיקום תתי המכלולים בכטב"ם.
הציור הבא מתאר את מיקום המכלולים בכטב"ם.



איור24 מיקום מכלולים תצורת כנפיים מתנפחות איטרציה 1

השיקולים הבאים הנחו אותנו במיקום המכלולים השונים בגוף הכטב"ם:

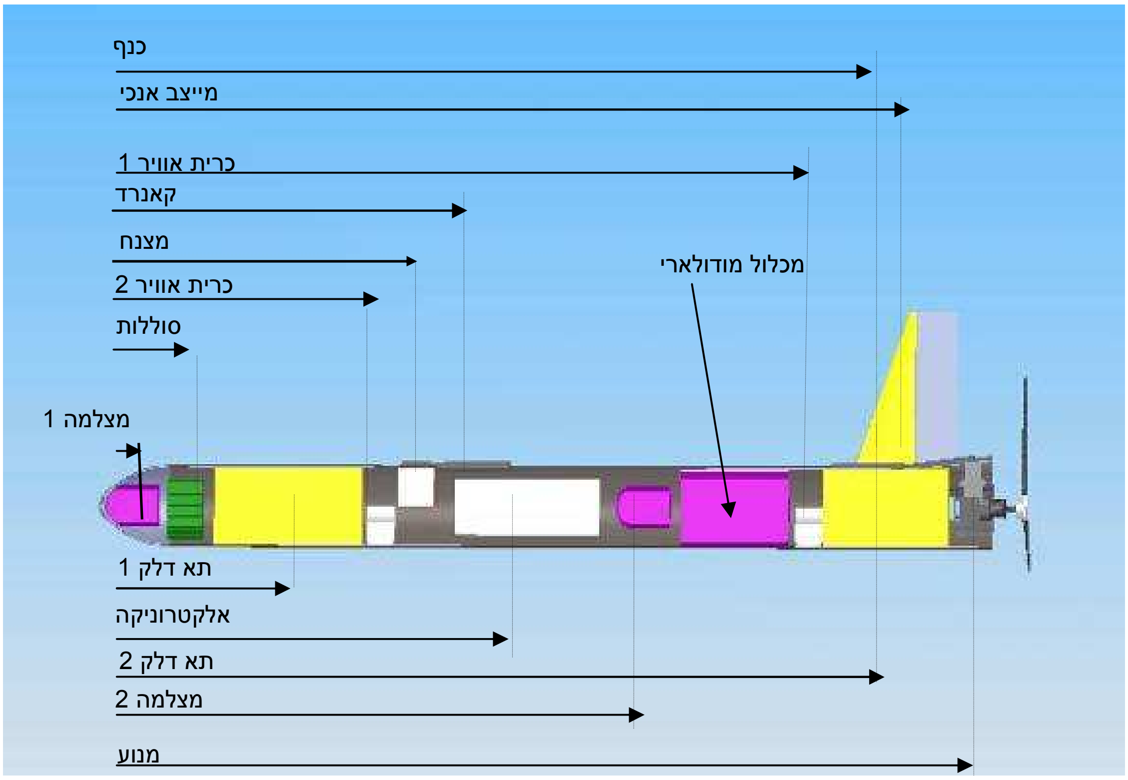
- מצלמה 1 – ממוקמת בחרטום הגוף על מנת לצפות קדימה.
- מנוע – ממוקם באחורי הגוף (החרטום תפוס במצלמה).
- משטחים אווירודינמיים – ממוקמים על פי דרישות יציבות אווירודינמית.
- כריות אוויר (1 ו 2) – ממוקמות במרחק המרבי זו מזו על מנת לספק יציבות מרבית בנחיתה. כריות האוויר ממוקמות בקרבה מרבית למשטחים האווירודינמיים על מנת להגן עליהם בעת הנחיתה.
- אלקטרוניקה – ממוקמת סביב מרכז הכובד המשוער.
- תאי דלק (1 ו 2) – ממוקמים באופן סימטרי סביב מרכז הכובד על מנת לא להזיזו כאשר הדלק מתרוקן.

- מצלמה 2 – ממוקמת באמצע הגוף ללא דרישות מיוחדות למעט מרווחים מספקים ממכלולים שכנים.
- מצנח – ממוקם בקדמת הגוף ללא דרישות מיוחדות למעט מרווחים מספקים ממכלולים שכנים.
- בתצורה הנ"ל קיים נפח ומשקל לא מנוצלים.

בשלב זה הלקוח הוסיף דרישה ליכולת נשיאה של מכלול מודולארי הניתן להחלפה לפי צרכי המשימה השונים. אחד הרעיונות שעלה (ידון בהמשך הדו"ח) היה למכלול המכיל רכיבים מוטלים. הרכיבים יכולים להיות חיישנים המוטלים על איזור המטרה ומנטרים אותו באופן קבוע, או פצצונות המוטלות על איזור המטרה על מנת לנטרל אותו (לדוגמה משגרי רק"ק).

בוצע תכנון נוסף ומעמיק יותר למרכיבים השונים. בין השאר נעשתה בדיקה למספר, גודל ומשקל הסוללות שיש לשאת בגוף הכטב"ם וכן התקבלו נתונים לגבי גודל ומשקל תיבת האלקטרוניקה. בין השאר בוצע תכנון נוסף לגוף הכטב"ם עצמו שכלל עיצוב של חרטום הכטב"ם, עיצוב של אחורי הכטב"ם כך שזרימת האוויר תקרר באופן יעיל יותר את המנוע.

הציור הבא מראה את מיקום המכלולים בכטב"ם לאחר סבב נוסף של תכנון:



איור 25 מיקום מכלולים תצורת כנפיים מתנפחות איטרציה 1 +

אין שוני בין השיקולים שהנחו אותנו במיקום המכלולים השונים בגוף באיטרציה הנ"ל. ניתן לראות כי הסוללות הופרדו מתיבת האלקטרוניקה וממוקמות בקדמת הגוף (משיקולי מרכז כובד) וכן ניתן לראות את מיקום המכלול המודולארי הממוקם מאחורי המצלמה האחורית. בתצורה הנ"ל התווספו מכלולי פתיחת כנפיים וקאנרדים הממוקמים על גבי הגוף. בתצורה הנ"ל המשטחים האווירודינאמיים בעלי הפרופיל הנבחר (ראה פרק מתאים בדו"ח זה).

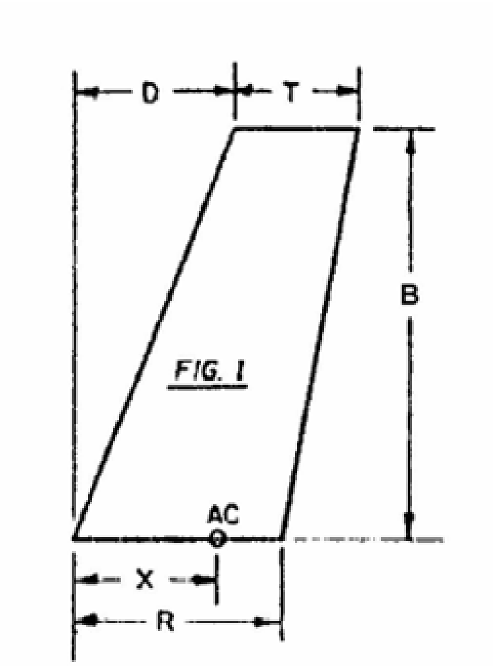
4.4.1. משוואות למרכז אווירודינמי של תצורת קאנרד

עבור משטח בודד (כנף או קאנרד) יש צורך לחשב את מיקום המרכז האווירודינאמי (מרכז הלחץ). הנוסחא הבאה מתארת את מיקום מרכז הלחץ עבור כנף בעלת גיאומטריה ליניארית (Tapered) ובעלת זווית משיכה כלשהי:

$$x_{A.C.} = \frac{1}{6}\left(\frac{R^2 + RT + T^2}{R+T}\right) + \frac{D}{3}\left(\frac{R+2T}{R+T}\right)$$

$$S = \frac{B}{2}(R+T)$$

כאשר הציור הבא מתאר את הגיאומטריה:

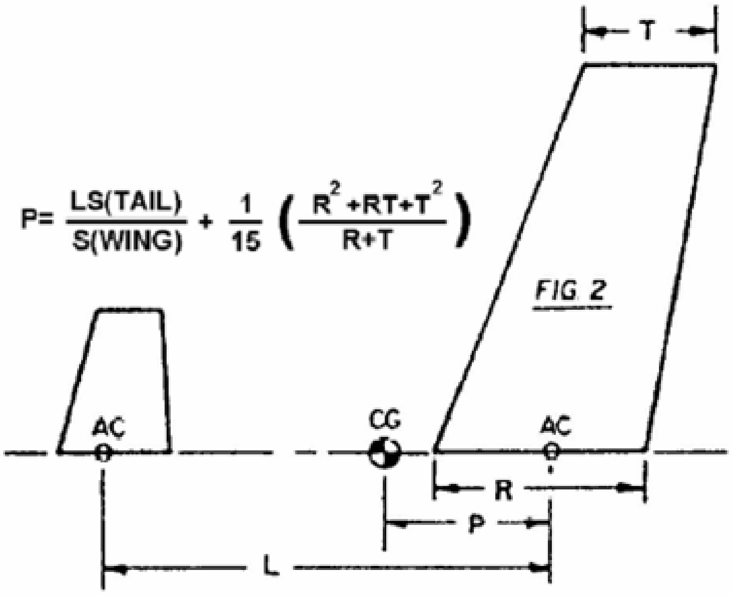


איור26 גיאומטריה למציאת מרכז לחץ עבור כנף משוכה

מיקום הנקודה הנייטרלית של הצירוף קאנרד וכנף נקבע ע"י המשוואה הבאה (נתון ביחס למיקום מרכז הלחץ של הכנף):

$$P = \frac{L \cdot S_{Tail}}{S_{Wing}} + \frac{1}{15}\left(\frac{R^2 + RT + T^2}{R + T}\right).$$

הציור הבא מציג את הגיאומטריה:



איור27 גיאומטריה למציאת מרכז לחץ עבור תצורת קאנרד

4.4.2. דרישות יציבות

על מנת לאפשר ניהוג סביר וכן לשמור את הכטב"ם יציב נדרוש מרווח יציבות סטטי של 15%-20%.

4.4.3. מציאת מרכז כובד ומרווח יציבות

מרכז הכובד של התצורה נמצא ע"י שימוש בתוכנת התיב"ם המבצעת חישוב אוטומטי של מרכז הכובד וכן אומת ע"י שימוש בטבלת משקלים ומיקומים של הרכיבים השונים.

4.4.4. מידול תצורה בתיב"ם

על מנת לתכנן את הכטב"ם באופן היעיל ביותר נעשה שימוש בתוכנת תיב"ם לכל אורך התיכנון. התוכנה בה השתמשנו הייתה SolidWorks 2005. לכל מכלול נבנה מודל מדויק ככל האפשר הכולל את החומר/ים ממנו עשוי המכלול על מנת לקבל את התכונות המסיות בדיוק הגבוה ביותר האפשרי. כלל המכלולים הורכבו בתיב"ם להרכבה אחת המתארת את הכטב"ם השלם. בהרכבה נבדקו המרווחים בין המכלולים השונים וכן מרכז הכובד של הכטב"ם כולו. עבור חלק מהמכלולים (משטחים אווירודינאמיים ולהבי המדחף) נשארו חלק מדרגות החופש עבור המיקום פתוחות. הדבר איפשר למתכננים לבדוק את קיפול החלקים הנ"ל, את מסלול התנועה שלהם ולשלול אפשרויות להתנגשויות של מכלולים תוך כדי תהליך פרישת משטחי הכטב"ם.

4.4.5. טבלת רכיבים

הטבלה הבאה מסכמת את מיקומי הרכיבים העיקריים ביחס לחרטום, משקל הרכיבים משקל סה"כ הכטב"ם ומיקום מרכז הכובד של הכטב"ם:

רכיב	מסה (ק"ג)	זרוע [מ"מ]
גוף	3.7	1277
כנפיים 2 X	4.6	2186
קאנרדים 2 X	2.8	989
מייצבים אנכיים 2 X	0.8	2220
מנגנון פרישת קאנרדים	1.2	1050
מנגנון פרישת כנפיים	1.2	2150
מצלמה קדמית	1.3	100
מצלמה אחורית	1.3	1530
מכלול מודולארי	4	2300
מנוע	2.6	2451
דלק 1	8.1	530
דלק 2	6.9	2200
סוללות	2.6	240
אוויוניקה	6	1780
סה"כ	48	1430

טבלה15 מיקום ומשקל מכלולים תצורת כנפיים נפתחות איטרציה 1

5. ביצועי טיס-איטרציה ראשונה

הנוסחה לזמן שהיה עבור גובה קבוע (כאשר המשתנים הם המשקל ההתחלתי והמשקל הסופי) :

$$E=\frac{\eta\sqrt{2\cdot\rho S}}{3\cdot SFC}\cdot\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\cdot\left(\frac{1}{\sqrt{W_2}}-\frac{1}{\sqrt{W_1}}\right)$$

הנחה: מדובר בטיסה ישרה ואופקית: L=W , T=D.

ההנחה ההתחלתית היא הקצאת כמחצית מכמות הדלק-8ק"ג (עד להגעה התבזבזו ~5ק"ג, אחרי השהייה,חזרה~2ק"ג) לזמן שהייה מעל המטרה.

זהו ניסיון חישוב ראשון של זמן השהייה כתלות בנתוני הטיסה וגדלים גיאומטריים (שחלקם משוערים) תחת הנחות מסויימות שמפורטות בהמשך.

נחשב צפיפות לגובה 10 Kft:

$$\frac{\rho}{\rho_{SL}}=\left(1-\frac{Lh}{T_{SL}}\right)^{g/LR-1}=0.738\quad\Rightarrow\quad\rho_{10Kft}=0.904$$

$$E=\int\frac{1}{FF}dw\quad(E=Endurance,\ FF=Fuel\ Flow)$$

$$\frac{1}{FF}=\frac{\eta}{SFC\cdot DV}\qquad(\eta=prop.\ efficiency\ ;\ D=drag\ \ ;V=velocity$$

$$\Rightarrow(DV)_{\min}\rightarrow E_{\max}\quad(T=D)$$

$$\frac{\partial(DV)}{\partial V}=0\quad\Rightarrow(DV)_{\min}\ \rightarrow\ V^2=\frac{2W}{\rho s}\sqrt{\frac{k}{3C_{D0}}}\quad(speed\ \ for\ \max.\ endurance)$$

$C_L^{\dagger}$ and $C_D^{\dagger}$ calculations for max.endurance:

$$C_L^{\dagger}=\sqrt{\frac{3C_{D0}}{k}}\qquad C_D^{\dagger}=4C_{D0}$$

$$e=1.78(1-0.045AR^{0.68})-0.64=0.425\qquad(AR=25)$$

$$k=\frac{1}{\pi AR\cdot e}=0.03$$

$$C_{D0}=C_{fc}\frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$
$$S_{ref}=1\ [m^2]$$
$$S_{wet}=2\pi rL+2S_{wing}=3.57\ [m^2]$$
$$C_{fc}=0.0055$$
$$C_{D0}=0.02$$
$$\Rightarrow V=26_{m/\sec}\quad C_L^{\dagger}=1.414\qquad C_D^{\dagger}=0.08$$
$$(DV)_{\min}=655_{Watt}=0.878_{HP}\quad (required\ power\ for\ \max.endurance)$$

נתוני יצרן המנוע הם:

$$FF=2.5_{\frac{oz}{\min}}@6000RPM=4.662_{kg/hr}@6000\ RPM$$
$$P_{av}=9.8\ HP=7310\ Watt$$
$$N_{\max}=8500\ RPM$$

נפתח הספק של מנוע כתלות בסל"ד:

$$P_{eng}=\frac{P_{av_\max}}{N_{\max}}\cdot N=\frac{7310\cdot N}{8500}=0.86\cdot N\ [Watt]$$

נשווה הספק מנוע מינימלי (לצורך שהייה מקס') להספק מנוע כתלות ב N ונמצא את N הדרוש לשהייה מעל המטרה (עבור טיסה ישרה ואופקית בשיווי משקל) :

$$P_{eng}=0.86N=655$$
$$\Rightarrow N=761.6\ [RPM]$$

נחשב SFC ו- FF של המנוע (מתוך נתוני יצרן) :

$$FF=4.662_{kg/hr}@6000RPM$$
$$FF_{\min}=\frac{4.662\cdot 761.6}{6000}=0.591_{kg/hr}$$
$$SFC=\frac{FF}{P_{eng}}=\frac{0.591}{0.878}=0.673_{\frac{kg/hr}{HP}}$$
$$SFC=2.45\cdot 10^{-6}{}_{1/m}$$

נציב הכל לנוסחא של זמן שהיה מעל המטרה (לא כולל זמן טיסה אליה וממנה.ההנחה הראשונית היא שהמטוס שורף 5 ק"ג דלק עד הגעה למטרה ומשאיר 2 ק"ג בכדי לחזור) :

$$E = \frac{0.9\sqrt{2\cdot 0.904}}{3\cdot 2.45\cdot 10^{-6}}\cdot\frac{1.414^{3/2}}{0.08}\cdot\left(\frac{1}{\sqrt{37\cdot 9.81}}-\frac{1}{\sqrt{45\cdot 9.81}}\right) = 4.7_{hr}$$

חישוב זמן נסיקה מגובה פני הים עד 10,000 רגל (במהירות טיסה אופקית של 70 קשר – זוהי אחת מדרישות הלקוח). כל ההספק העודף של המנוע מנוצל לעלייה בגובה הטיסה :

$$W = 50*9.8 = 490\ [N]$$

$$\frac{dh}{dt} = \frac{TV-DV}{W} = \frac{P_{eng}-DV}{W}$$

$$P_{eng} = P_{rated}\left(1.131\frac{\rho}{\rho_0}-0.131\right) \qquad P_{rated} = 9.8\,HP$$

$$DV = \frac{1}{2}\rho V^3 S C_D$$

$$\frac{dh}{dt} = \frac{P_{rated}\left(1.131\frac{\rho}{\rho_0}-0.131\right)-\frac{1}{2}\rho V^3 S C_D}{W}$$

$$V = 70knts$$

$$C_L = 0.25 \quad C_D = 0.025$$

מקדם הגרר ומקדם העילוי חושבו מטיסה ישרה ואופקית במהירות 70 קשר.

כדי לפתור נחלק ל-10 מקטעים כאשר כל מקטע גובה הוא 304m=1000ft

time(sec)	dh/dt	TV	DV	rho/rho_0	height(ft)
58.03498	5.23822	3608.082	1041.354	0.9711	1000
60.12057	5.056506	3488.694	1011.006	0.9428	2000
62.31239	4.878644	3371.838	981.3025	0.9151	3000
64.6083	4.705278	3257.935	952.3492	0.8881	4000
67.02289	4.535764	3146.563	924.0393	0.8617	5000
69.59427	4.368176	3036.457	896.0511	0.8356	6000
72.23832	4.208293	2931.413	869.3498	0.8107	7000
75.06739	4.049695	2827.213	842.8628	0.786	8000
78.03694	3.895591	2725.966	817.1266	0.762	9000
81.18146	3.744698	2626.828	791.9265	0.7385	10000

טבלה16 חישוב זמן נסיקה

נסכם את סך כל הזמן ונקבל שזמן הנסיקה במהירות אופקית קבועה של 70 קשר, הנו כ-12 דקות.

5.1. הספק נדרש של מהמנוע בנסיקה

כאשר הכטב"ם בנסיקה ובהנחות: L/D=10 , W=L , בקצב נסיקה של 1000ft/min (בגובה פני הים):

$$\frac{dh}{dt}=\frac{TV-DV}{W}=\frac{P_{eng}\eta-DV}{W}$$

$$1000_{ft/\min}=5.08_{m/\sec}$$

$$5.08\cdot 490=P_{eng}\cdot\eta-DV$$

$$DV=\left(W/\left(\frac{L}{D}\right)\right)\cdot V=49*70*0.5144=1764.4$$

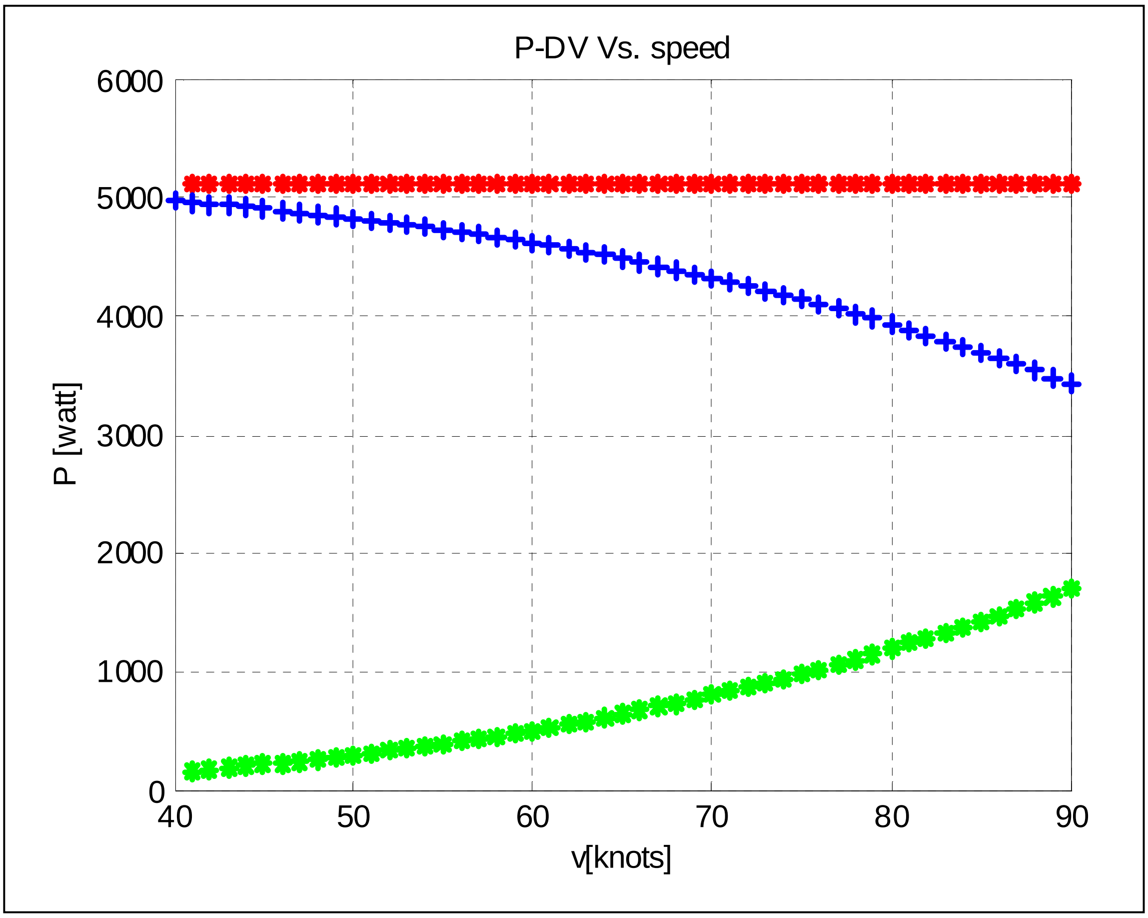
$$\Rightarrow P_{eng}\cdot\eta=4253.6$$

$$\eta=0.7\Rightarrow P_{eng}=6076.6_{watt}=8.15_{HP}$$

קיבלנו הספק מנוע נדרש ע"מ לעמוד בדרישות הלקוח הוא יותר מ 8 כ"ס.

זהו ההספק המקס' שמטוס יידרש לו (בתנאים אידיאליים ללא רוחות וכד').

נמשיך לחשב הספק נדרש כאשר אנו מחלקים את הנסיקה לשלשה מקטעים של גבהים (1 ,2 ,3 ק"מ בהתאמה) :



גרף7 הספק מנוע והספק גרר כתלות במהירות

$$\frac{dh}{dt}=\frac{P_{rated}\eta\left(1.131\frac{\rho}{\rho_0}-0.131\right)-DV}{W}$$

$$\frac{dh}{dt}=1000_{ft/\min}=5.08_{m/\sec}$$

$$\left(1[km]\right)\frac{\rho}{\rho_0}=0.9151$$

$$DV=\left(W/\frac{L}{D}\right)V=49*70*0.5144=1764.4$$

$$\eta=0.7\Rightarrow P_{rated}=6722_{watt}=9_{HP}$$

$$\left(2[km]\right)\frac{\rho}{\rho_0}=0.8107$$

$$DV=\left(W/\frac{L}{D}\right)V=46*70*0.5144=1620$$

$$\eta=0.7\Rightarrow P_{eng}=7192_{watt}=9.6_{HP}$$

$$\left(3\,[km]\right)\frac{\rho}{\rho_0}=0.7385$$

$$DV=\left(W/\frac{L}{D}\right)V=44*70*0.5144=1584$$

$$\eta=0.7\Rightarrow P_{eng}=7747_{watt}=10.4_{HP}$$

$$\eta=0.8\Rightarrow P_{eng}=9_{HP}$$

5.1.1. המסקנות העיקריות :

- מחישובים אלו הם שעבור קצב נסיקה של 1000 ft/min יש צורך במנוע בעל הספק של יותר מ 10 כ"ס (אם מניחים נצילות מנוע 0.7).
- אם מניחים נצילות מנוע של 0.8 יש צורך במנוע בעל הספק מקס' של 9 כ"ס.

נבדוק איזה הספק צריך בכדי לעמוד בתנאי של טיסה ישרה במהירות מקס' מתוכננת.

בהנחה L/D=10

$$DV_{\max}=DV(v=90_{knots})$$
$$L/D=10\quad\Rightarrow\quad D\cong 49_{Nt}$$
$$DV=49*90*0.5144=2269_{Nt}=3_{HP}$$

המסקנה היא שמהירות מקס' אינה מהווה מגבלה עבור הספק מנוע.

כפי שהראנו עד כה , המנוע שבחנו הוא בעל הספק של 9.8 כ"ס אבל אינו חזק מספיק ע"מ לעמוד בדרישה לקצב הנסיקה. או שייבחר מנוע חזק יותר או שנקטין את קצב הנסיקה המתוכנן.

5.2. ביצועי פניה אופקית

נבדוק את ביצועי המטוס בפניה אופקית כאשר המהירות קבועה והגובה קבוע.

פניה מתואמת במהירות 60 kts , רדיוס פנייה נדרש 150 m :

$$L\cos\varphi = W$$
$$L\sin\varphi = \frac{W}{g}\frac{V^2}{R}$$
$$T = D$$
$$\left.\begin{array}{l} L\cos\varphi = 48*9.8 \\ L\sin\varphi = \frac{W}{g}\frac{V^2}{R} = 48*30.8^2/150 = 303.56 \end{array}\right\}$$
$$\Rightarrow \varphi = 32.8^o = 0.57rad, L = 560_{Nt}$$
$$L/D = 10$$
$$D = 56_{Nt} \Rightarrow DV(v = 60kts) = 2.3_{HP}$$

פניה תוך שינוי גובה :

$$L\cos\varphi = W\cos\gamma$$
$$n = \frac{L}{W} = \frac{\cos\gamma}{\cos\varphi}$$
$$L\sin\varphi = \frac{W}{g}V\dot{\chi}$$
$$\dot{\chi} = \frac{g}{V}tg\varphi$$
$$R = \frac{V^2}{g}\frac{1}{tg\varphi}$$
$$R = 150m \Rightarrow \varphi = 41.4^o$$
$$\frac{dh}{dt} = 5.08 = V\sin\gamma \Rightarrow \gamma = 8.11$$
$$n = 1.32$$

עבור פנייה ברידוס של 150 m , בקצב נסיקה של 1000 ft/min , נקבל זווית גילגול של 41.4 וזווית עילרוד של 8.11 מעלות. ספרת העומס במקרה זה תהיה 1.32 .

5.3. ביצועי גלישה

הנחות :

- o טווח למטרה הוגדר כ 50 ק"מ.
- o נניח שהריחוף מעל מטרה היה ב ft10000 .
- o גלישה בש.מ. וזווית הגלישה קטנה.
- o נדרוש מהירות שעבורה הגרר יהיה מינימלי .
- o נחשב זווית גלישה שעבורה יתקבל יחס גלישה מקסימלי.

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S\left(C_{D0} + kC_L^2\right)$$

$$\frac{\partial}{\partial V}\left(\frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D0} + \frac{2kW^2}{\rho V^2 S}\right) = \rho V S C_{D0} - \frac{4kW^2}{\rho S V^3}$$

$$\frac{\partial D}{\partial V} = 0 \quad \Rightarrow \quad V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}\sqrt{\frac{k}{C_{D0}}}}$$

$$C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \qquad\qquad C_D^* = 2C_{D0}$$

משוואות גלישה:

$$L - W\cos\gamma = 0 \qquad \Rightarrow \qquad L \cong D$$

$$D - W\sin\gamma = 0 \qquad \Rightarrow \qquad D = W\gamma \qquad\qquad \gamma = \frac{1}{L/D}$$

$$\gamma_{\min} \Rightarrow \left(\frac{L}{D}\right)_{\max}$$

$$\gamma_{\min} = \frac{C_D^*}{C_L^*} = \frac{2C_{D0}}{\sqrt{C_{D0}/k}} = 2\sqrt{kC_{D0}}$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L^*}{C_D^*} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D0}}} = 20$$

$$\gamma_{\min} = 0.05 \quad \Rightarrow \quad x = 3048/0.05 = 60.96_{km}$$

מסקנות :

קבלנו יחס גלישה די טוב. ז"א הכטב"ם יכול לגלוש מגובה של כ 10,000 רגל מרחק של כ 61 ק"מ שזה מספיק לדרישה – יכול לדאות למקום שממנו נשלח למשימה .

5.4. זמן שהייה

קיימות שתי נוסחאות עבור זמן שהייה:

$$E = \frac{\eta \cdot \sqrt{2\rho S}}{3 \cdot SFC} \cdot \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{W_2}} - \frac{1}{\sqrt{W_1}} \right)$$

עבור טיסה בגובה קבוע, ρ קבוע (ז"א המהירות עולה עם הזמן).

$$E = \frac{\eta}{SFC} \frac{1}{V} \frac{C_L}{C_D} \ln\left(\frac{W_0}{W_1} \right)$$

טיסה במהירות קבועה $V = Const.$ (ז"א שעם זמן נעלה בגובה כי כמות הדלק תקטן).

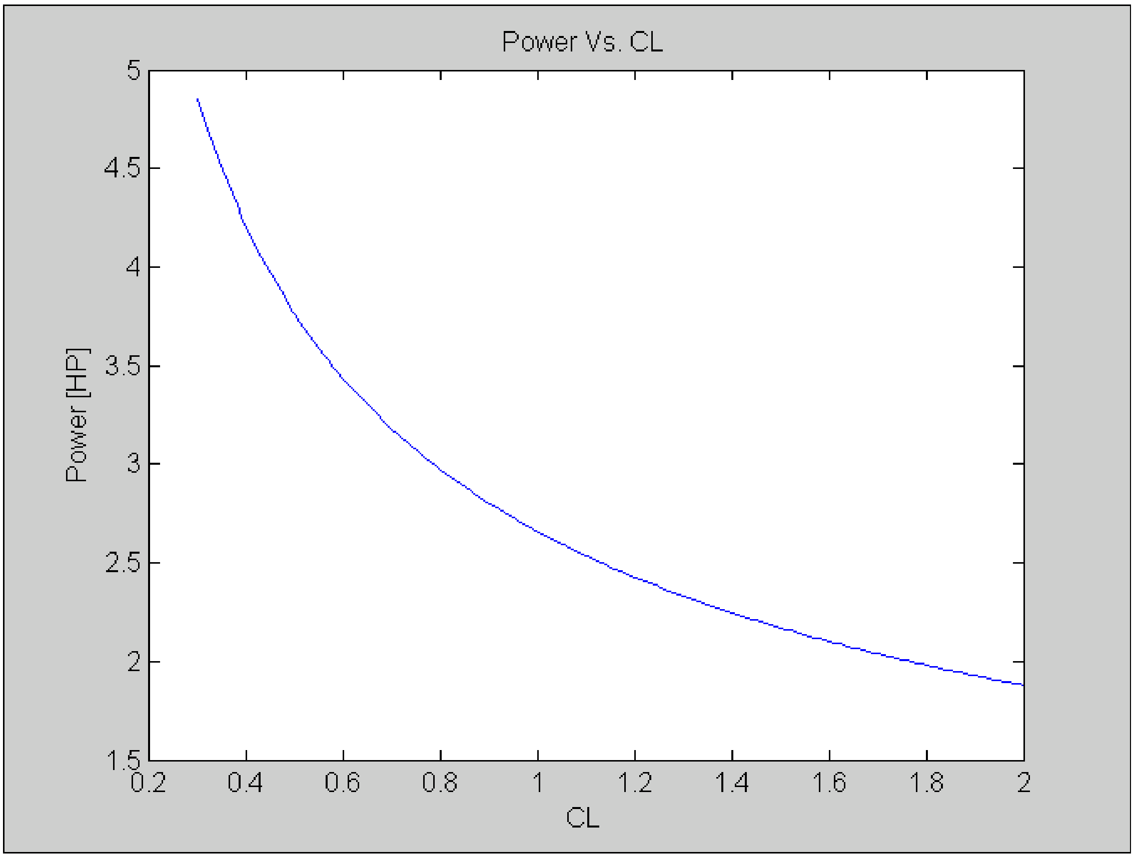
ראשית נבדוק את ההספק הנדרש לשהייה (במהירות של 50 kts).

מהנוסחאות להספק - $P = \frac{DV}{\eta} = \frac{W}{\eta} \frac{C_D}{C_L} \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}$, $P = \frac{DV}{\eta} = \frac{W}{\eta} \frac{C_D}{C_L} V$.

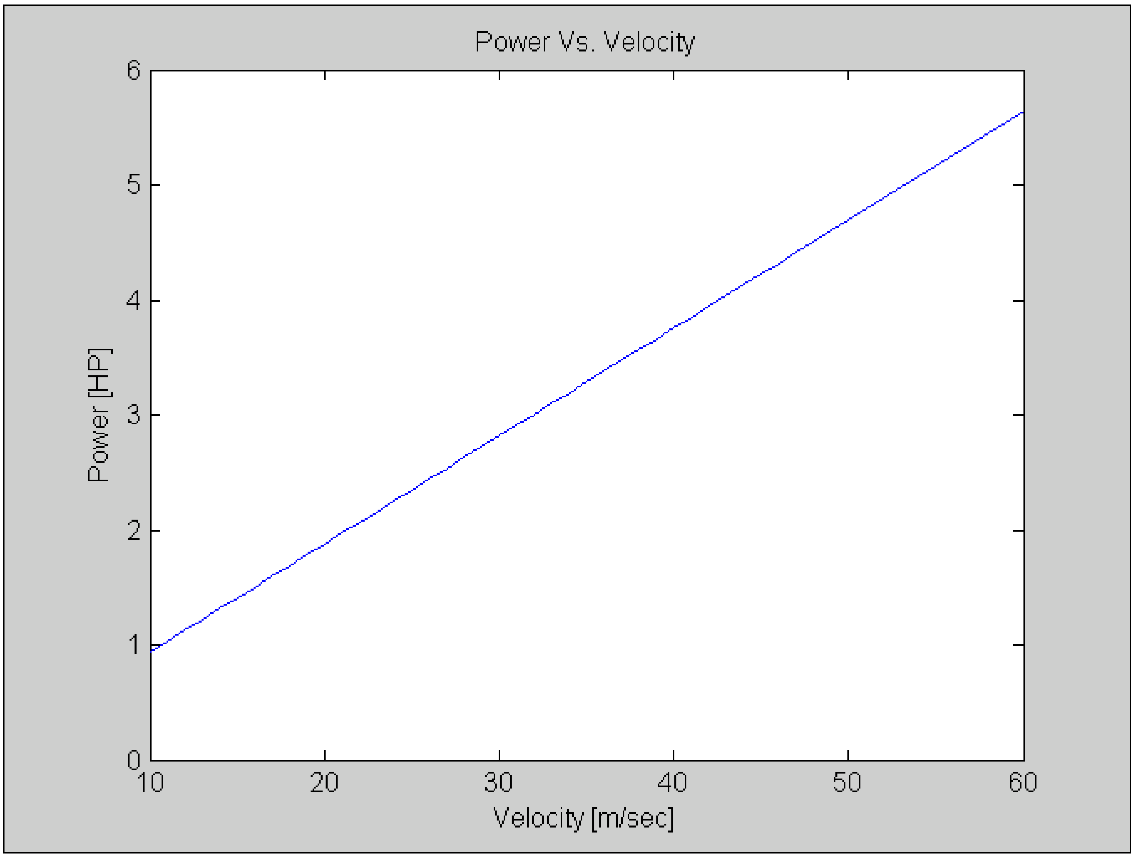
נניח יחס עילוי גרר אופייני של 10 ונמשיך עם החישובים :

עבור טיסה ישרה ואופקית ($L = W$) בגובה פני הים ועבור יחס גרר עילוי נבחר $\frac{L}{D} = 10$.

הרצנו את מקדמי העילוי והמהירות (לפי 2 הנוסחאות להספק בהתאמה) וקיבלנו את הגרף .ההנחות היו: נצילות מנוע 0.7 ושטח כנף 1 מ"ר בהתאם לתצורה המטוס שמתקבלת מדיוני הצוות) :

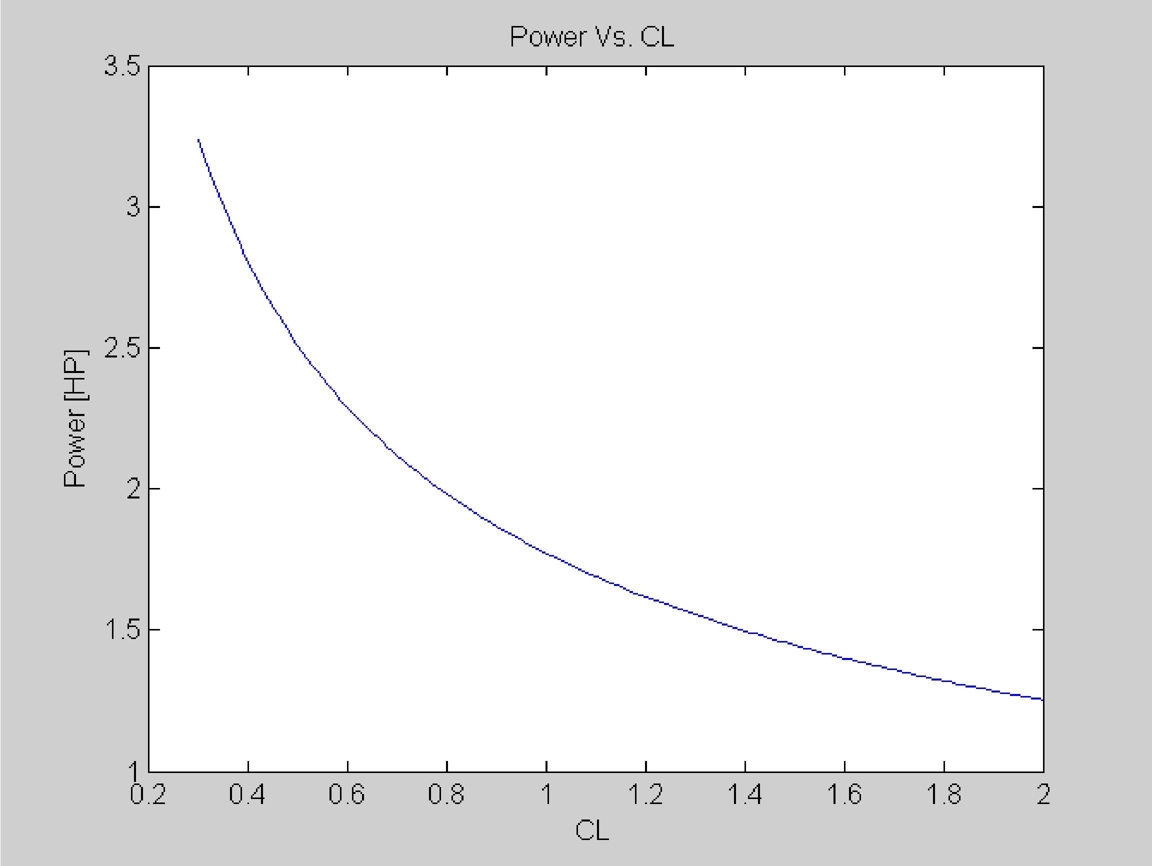


גרף8 הספק כתלות במקדם העילוי עבור $L/D = 10$

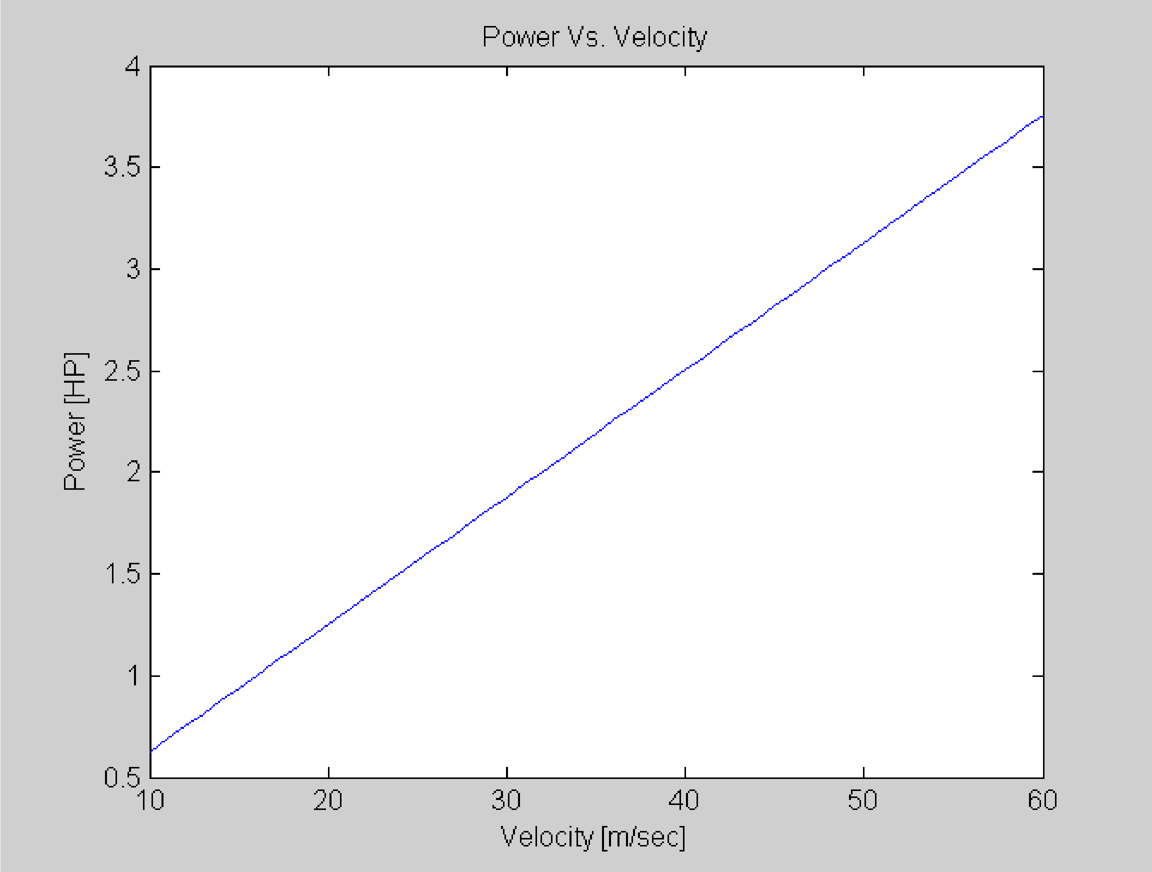


גרף9 הספק כתלות במהירות עבור $L/D=10$

אותם גרפים עבור $\frac{L}{D}=15$ (תחת אותן הנחות) :



גרף 10 הספק כתלות במקדם העילוי עבור $L/D = 15$



גרף11 הספק כתלות במהירות עבור $L/D = 10$

מסקנות חשובות:

- בטי"א אנו בכל מקרה נדרש להספק של כ 4.5 כ"ס לפחות (זאת כדי לעמוד בדרישה למהירות מקסימלית של 90 קשר = 45 מטר/שניה).
- במצב שיוט ההספק הדרוש 2.8 כ"ס (L/D = 10) 1.7 כ"ס (L/D =15).
- ככל שהיחס L/D גדל כך ההספק שיידרש קטן יותר.
- אם אנו מתכננים מטוס סביב מצב השיוט שלו - $C_{L_{cruise}} = \frac{W_{MTOW}}{0.5\rho V_{cruise}^2 S} = 0.89$ אזי ההספק הדרוש בזמן שהייה במצב $\frac{L}{D} = 10$ $V_{cruise} = 30\frac{m}{\sec}$ יהיה 2.8 כ"ס .
- עבור $V_{cruise} = 20\frac{m}{\sec}$ נקבל הספק דרוש 1.9 כ"ס.

נוסחה לשהייה במהירות קבועה : $E = \frac{\eta}{SFC}\frac{1}{V}\frac{C_L}{C_D}\ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right)$.

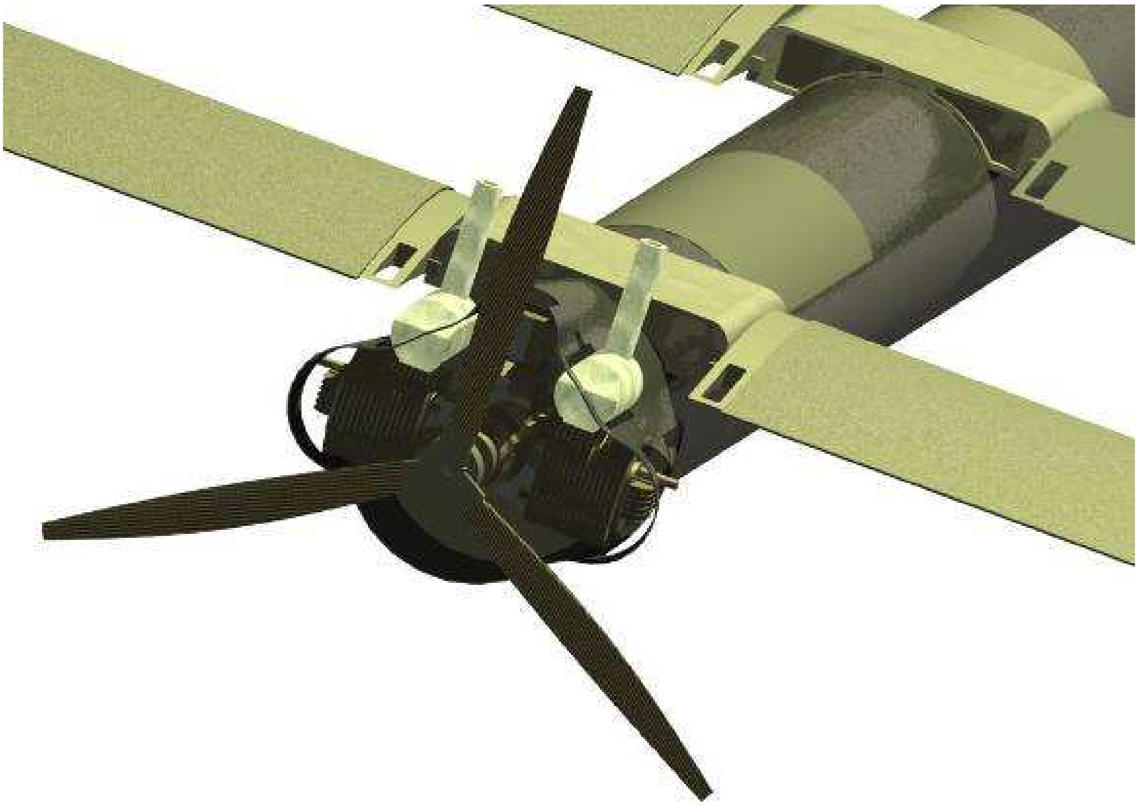
- עבור $\frac{L}{D} = 10$ ומהירות מינימלית $V_{\min} = 20\left(\frac{m}{\sec}\right)$ (כך נקבל שהייה מקסימלית) נקבל זמן שהייה של 8.94 שעות (שהייה מתחילה במשקל של 45 ק"ג ונגמרת ב 35 ק"ג).
- FF במצב זה שווה ל $FF = 1.4\frac{kg}{hr}$ עבור הספק מנוע של 1.9 כ"ס.
- חשוב לציין כי זו איטרציה ראשונית שבה לא לקחנו מקדמי בטחון כגון מקדם של 1.5 ל-SFC של המנוע , כפי שעשינו באיטרציה השנייה.

6. איטרציה שנייה

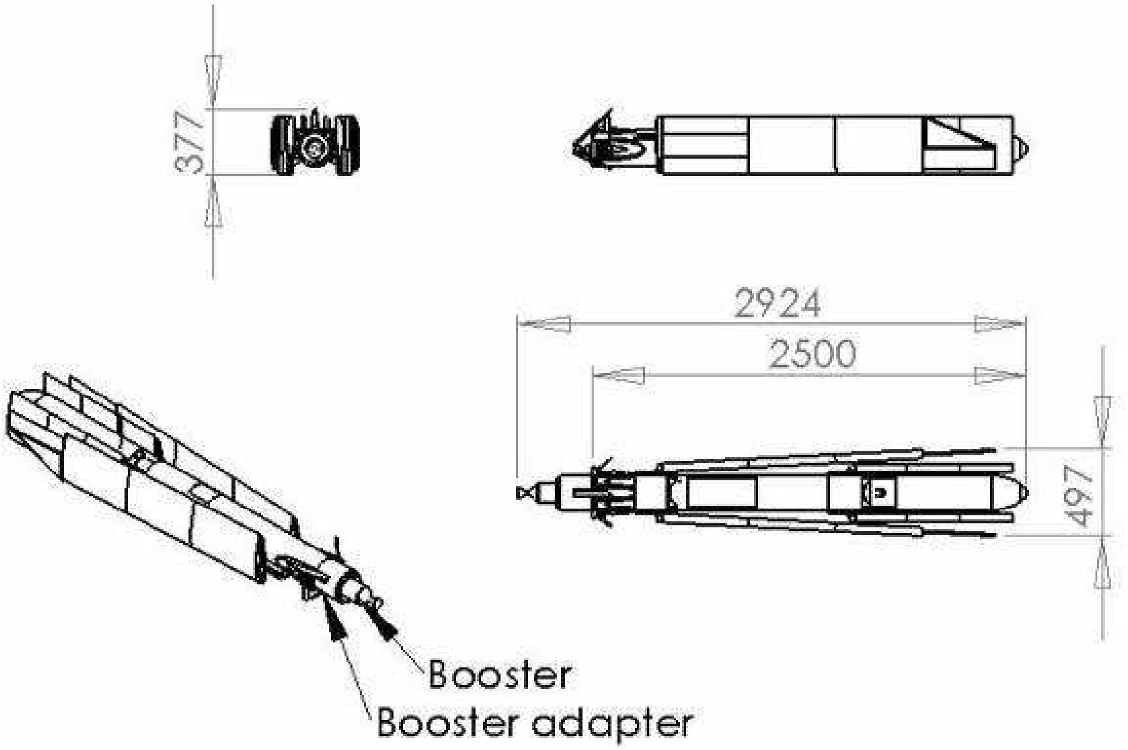
בשלב האחרון של התכן בוצע תכנון עקרוני למנגנוני פרישת הכנף והקאנרד (אוכפים), תכן למנגנון שליפת המצלמה ותכן למנגנון פתיחת הדלתות. בנוסף בוצע תכן מפורט לגוף הכולל חיזוקים מבניים. המשטחים האווירודינאמיים תוכננו על מנת לעמוד בדרישות המשקל ובדרישות העומסים הפועלים עליהם. פירוט התכן והשיקולים לתכן יפורטו בפרקים השונים בדו"ח זה. התקבל מידע נוסף ועדכני לגבי גודל ומשקל מכלולים נוספים ומידע זה הובא בחשבון במהלך התכן.

התמונות הבאות מציגות שרטוטים המתארים את הכטב"ם בצורתו הסופית במצב סגור (מקופל בזביל) ובמצב פרוש (טיסה). במצב מקופל השרטוט מציג בנוסף את הבוסטר (מאיץ רקטי) שתפקידו להאיץ את הכטב"ם ביציאה מהזביל למהירות טיסה.

איור28 כטב"ם במצב פרוש – תמונה קדמית



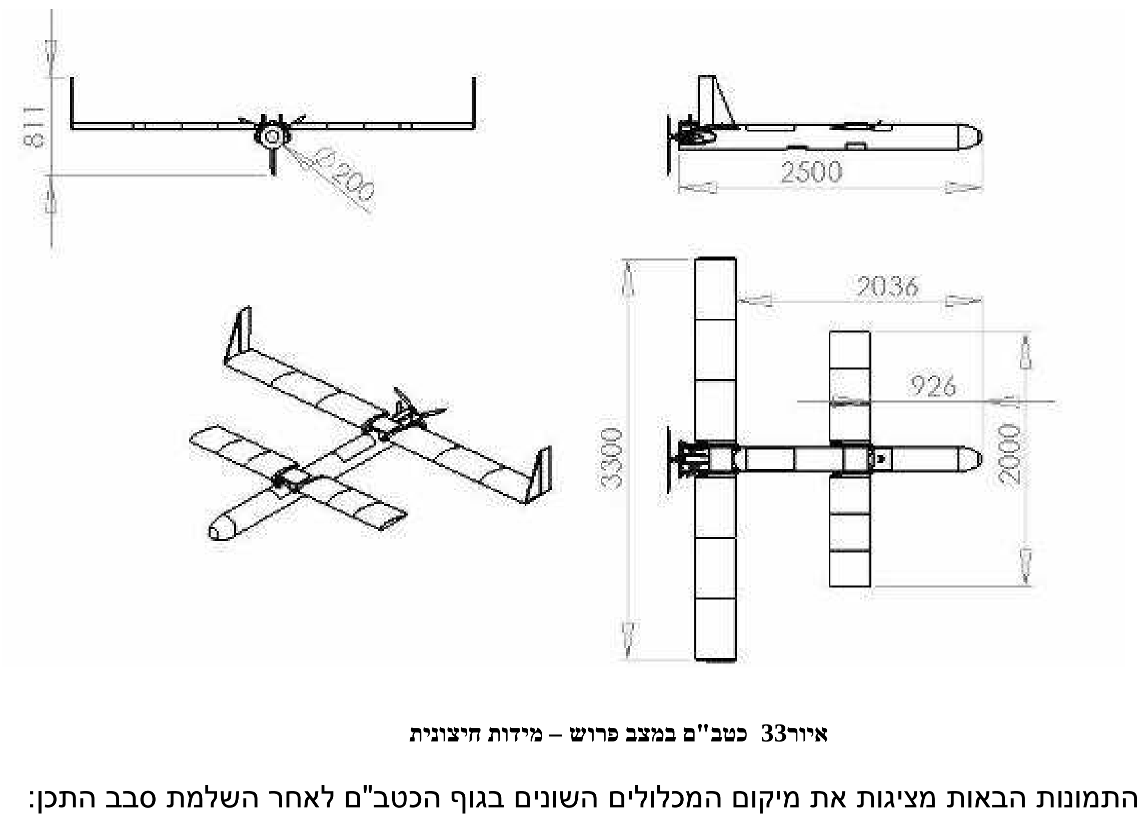
איור29 כטב"ם במצב פרוש – מנוע, מדחף ודוד עמעם



איור30 כטב"ם – שרטוט חיצוני מקופל ופרוש

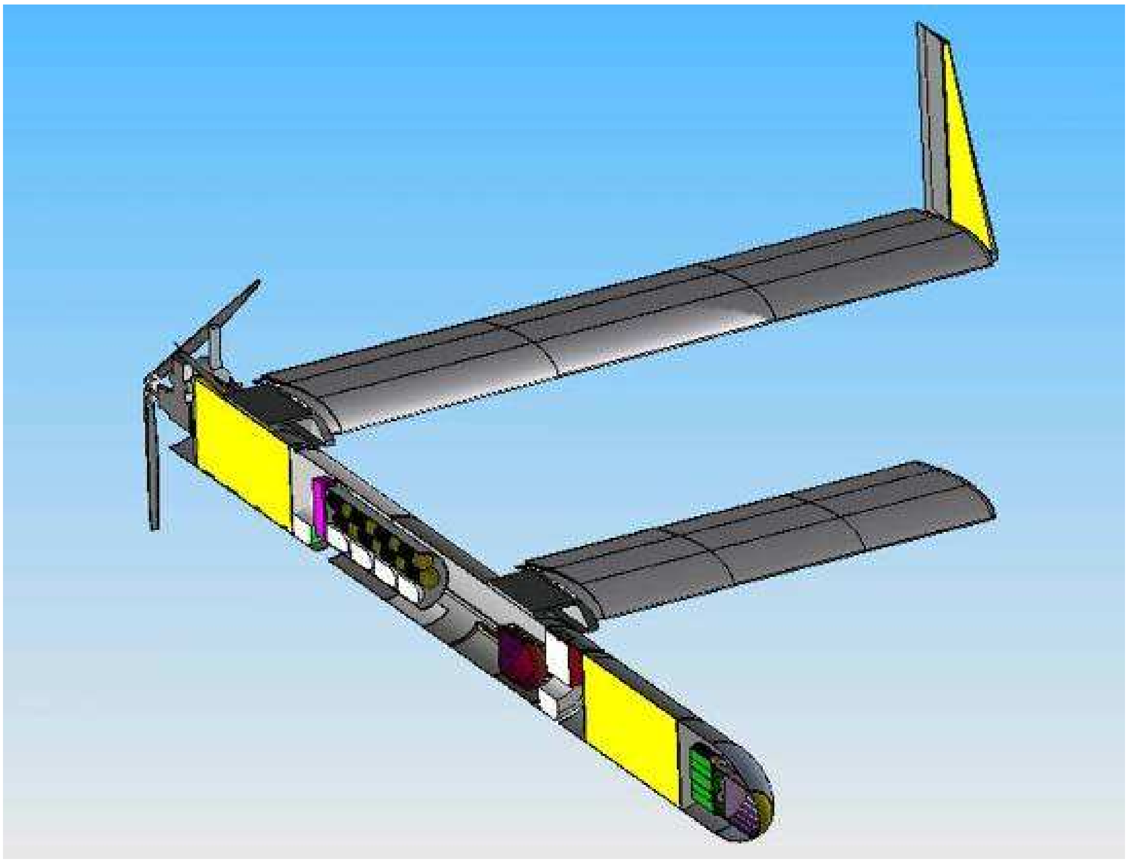
איור31 כטב"ם במצב מקופל – תמונה

איור32 כטב"ם במצב מקופל – תמונה קדמית



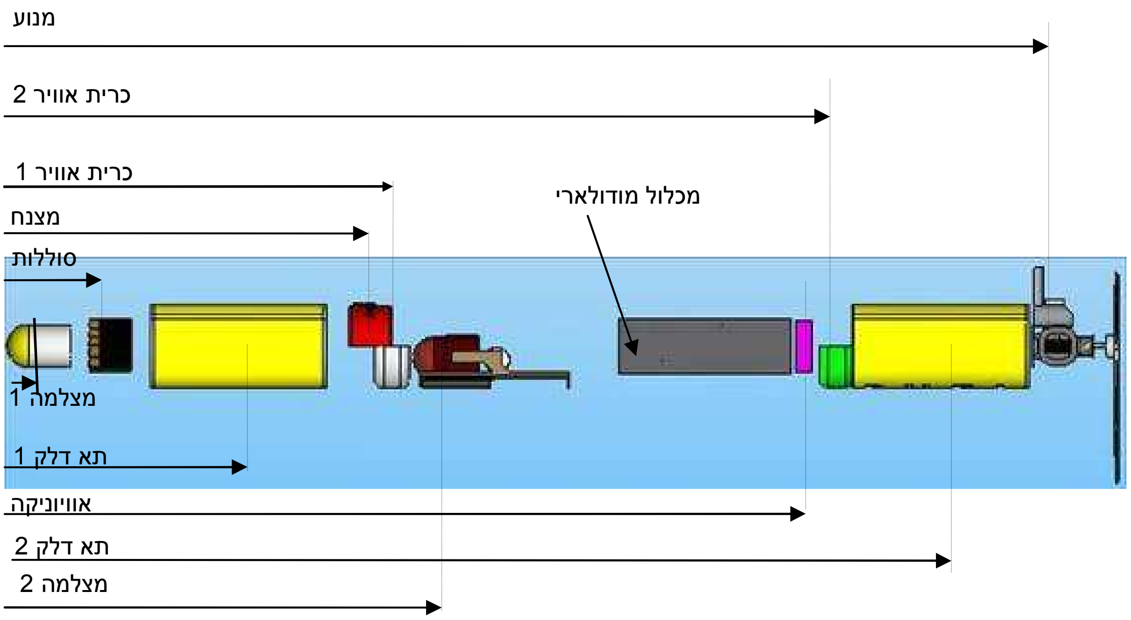
איור33 כטב"ם במצב פרוש – מידות חיצונית

התמונות הבאות מציגות את מיקום המכלולים השונים בגוף הכטב"ם לאחר השלמת סבב התכן:



איור34 מיקום מכלולים – חתך צד

הצגת מיקום מכלולים פנימיים בלבד:



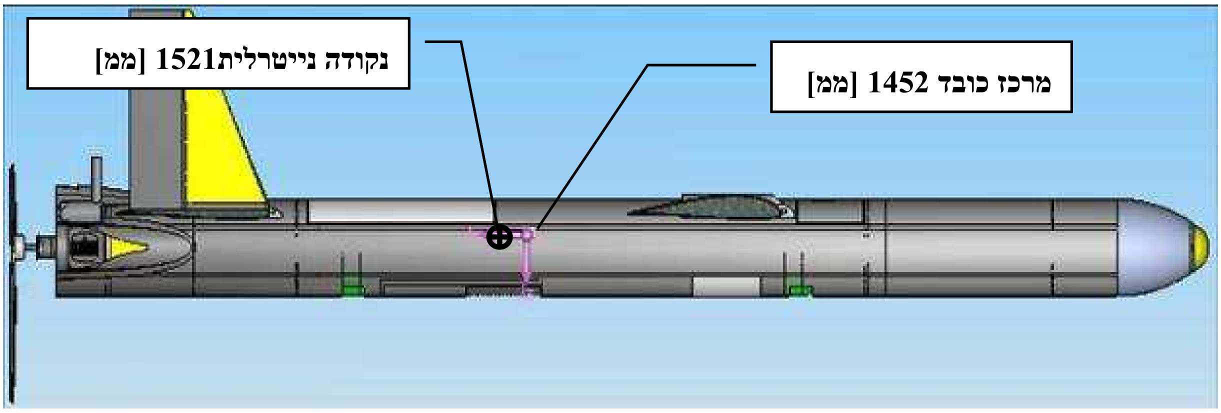
איור35 מיקום מכלולים – פירוט

הטבלה הבאה מסכמת את מיקומי הרכיבים העיקריים ביחס לחרטום, משקל הרכיבים משקל סה"כ הכטב"ם ומיקום מרכז הכובד של הכטב"ם:

רכיב	מסה [גרמים]	זרוע [מ"מ]
גוף	3629	1209
מצלמה קדמית	1256	82
סוללות	2635	241
דלק 1	8059	541
כרית אוויר 1	78	900
מצנח	214	850
אוכף קאנרדים	1160	1031
קאנרדים X 2	3882	1077
אוכף כנפיים	1128	2144
כנפיים X 2	5546	2190
מייצבים אנכיים X 2	863	2211
מצלמה אחורית	1519	1044
מכלול מודולארי (אמצעים מוטלים)	6607	1639
אוויוניקה	218	1860
כרית אוויר 2	78	1940
דלק 2	8245	2183
מנוע	2870	2454
שונות	2000	מרכז הכובד
סה"כ	49.98 [ק"ג]	1450~

טבלה17 מיקום ומשקל מכלולים תצורת כנפיים נפתחות – איטרציה סופית

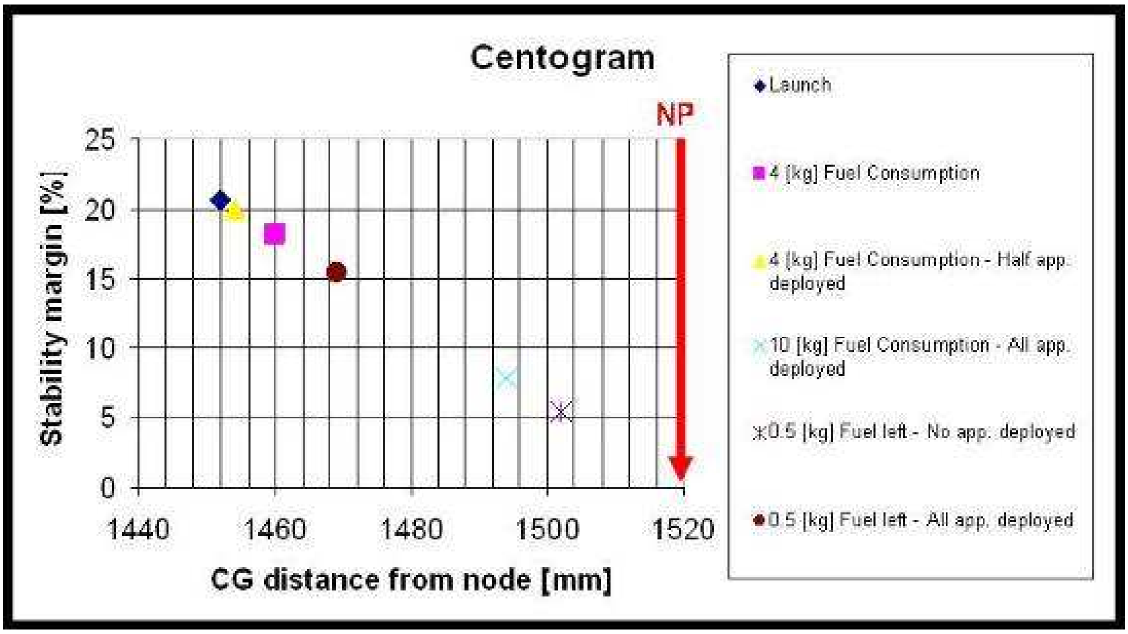
התקבל מרווח יציבות סטאטי של כ 20% (לפי נקודת התכנון), ניתן לראותו בתמונה הבאה:



איור36 מרווח יציבות איטרציה סופית

6.1. תזוזת מרכז כובד

במהלך זמן המשימה מרכז הכובד של הכטב"ם משתנה ללא הרף. שינויי זה נובע מצריכת הדלק ע"י המנוע, אך גם נובע מהטלת (אפשרית) של אמצעים שונים מבטן הכטב"ם. על מנת לוודא שבכל שלב במשימה, בצירוף כלשהו של צריכת דלק ו/או הטלת אמצעים, הכטב"ם שומר על יציבות נבדקו אפשרויות שונות המתארות מצבי קיצון במשימה ונבדק מרווח היציבות המתקבל. ההנחה היא שהנקודה הניטרלית של הכטב"ם אינה משתנה במהלך המשימה (כי צורת המשטחים ומיקומם נשארת זהה) וכי רק מרכז הכובד זז. הגרף הבא מציג את התוצאות שהתקבלו:



גרף12 תזוזת מרווח היציבות כתלות בשלבי המשימה

ניתן לראות שמרווח היציבות נע בין 20% ל 5% (לערך). מרווח היציבות המינימאלי מתקבל כאשר

הכטב"ם ביצע משימה מלאה (מבחינת זמן שהייה מתוכנן) ולא השליך את האמצעים הנמצאים בבטן הכטב"ם. בנקודה זה במשימה הכטב"ם אמור להימצא מעל נקודת ההחזרה שלו ואמור לפרוש את המצנח ולחזור לקרקע.

7. בחירת פרופיל

דרישות מהפרופיל :

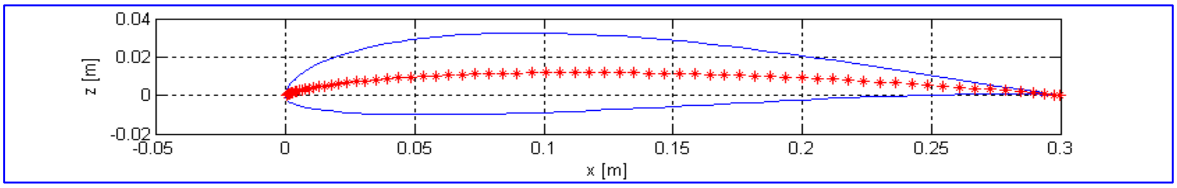
- גרר מינימלי (במהירויות נמוכות).
- מספר רינולדס נמוכים $(Re = 4\cdot 10^5 \div 6\cdot 10^5)$.
- פרופיל עבה עקב מוטת כנף גדולה יש צורך במבנה פרופיל עמיד למאמצי כפיפה.
- עקימון גדול – עילוי גדול יותר במהירויות נמוכות.
- פרופיל שתוכנן למהירויות נמוכות.

נעשה סקר פרופילים באינטרנט ובעזרת אתר מיוחד התקבלו האפשרויות הבאות לפי הדרישות שהוגדרו קודם . מתוך 8 הפרופילים נבחרו 2 (Selig S8037 SD 7062) .

Airfoil	Cd min	Cl max	Alpha max [deg]	Thickness	Camber	Reynolds
S8052	0.008	1.2	10	0.12	0.016	402000
Selig S8037	0.01	1.3	13	0.16	0.026	502000
SD 7062	0.012	1.7	10	0.14	0.04	401000
S8036	0.009	1.2	13	0.16	0.018	503000
E472	0.009	1.3	14	0.12	0	510000
FX6313	0.011	1.6	10	0.14	0.06	308600
FX76 MP140	0.01	1.7	10	0.1411	0.0707	500000
SG6040	0.014	1.05	10	0.16	0.025	500300

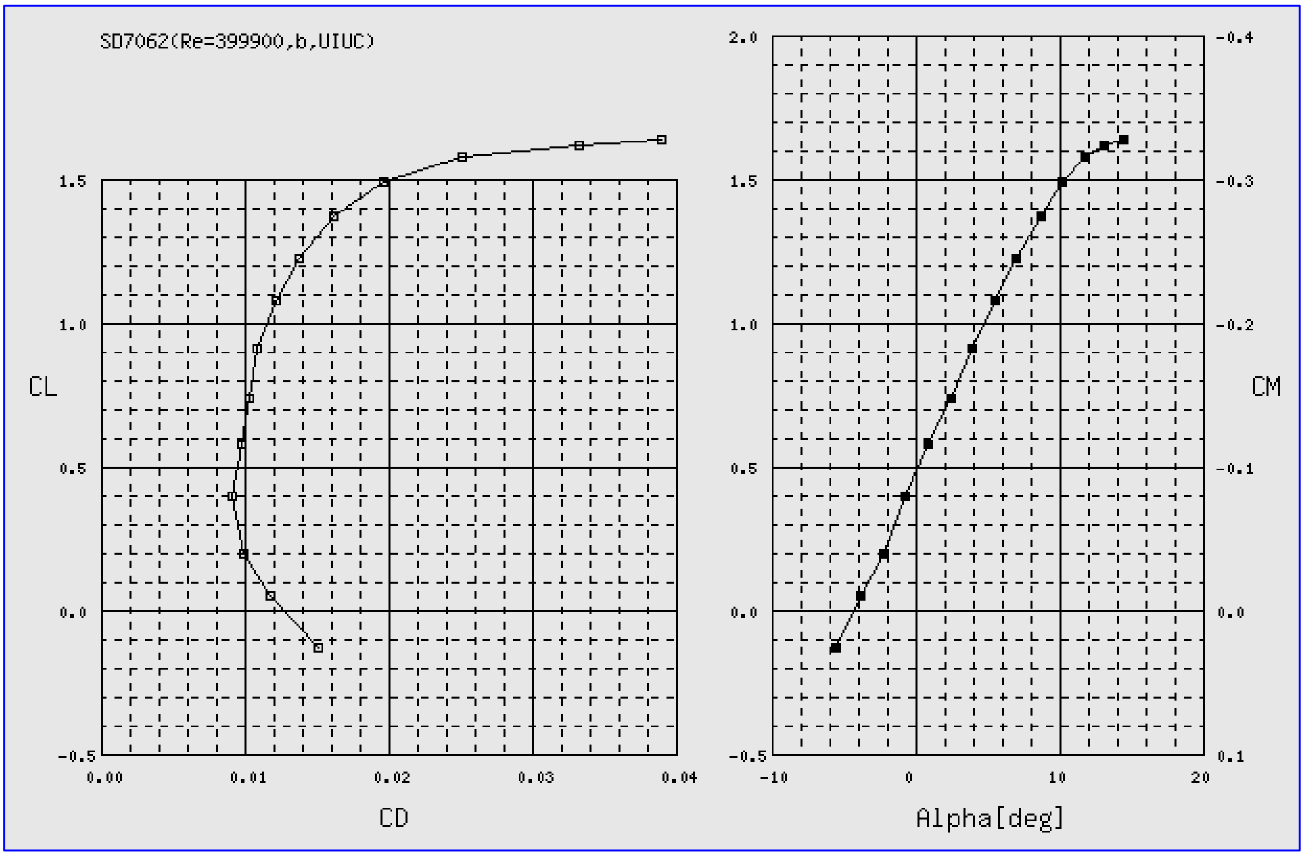
טבלה18 סיכום פרופילים הנתאימים לפרופיל המשימה

לאחר דיונים הוחלט על הפרופיל SD7062 כפרופיל הנבחר עבור הכנף והקנרד. בעיקר לאור העובדה שהוא בעל עקימון גדול יותר ומקדם העילוי שלו גדול יותר ממתחרהו.



איור37 צורת פרופיל SD7062

פולרות הפרופיל הנבחר מתוך ניסויים :



איור38 פולרות פרופיל SD7062

8. ביצועי טיס-איטראציה שניה

דרישות דחף :

$$(1)\, P=\frac{DV}{\eta}=\frac{W}{\eta}\frac{C_D}{C_L}V$$

$$(2)\, P=\frac{DV}{\eta}=\frac{W}{\eta}\frac{C_D}{C_L}\sqrt{\frac{2W}{\rho S}}\frac{1}{C_L^{0.5}}$$

החישובים נעשו תחת ההנחות הנ"ל:

$$(1)\, L/D=10$$

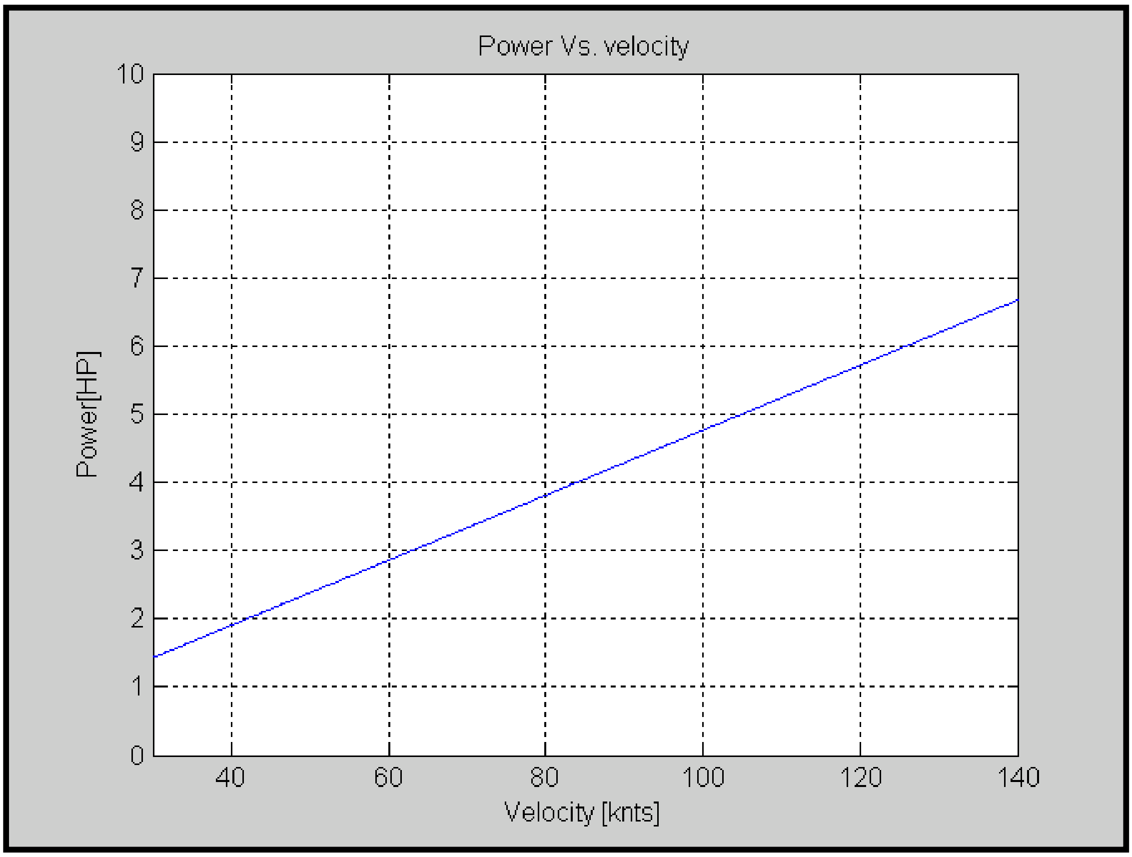
$$(2)\, \eta_{prop}=0.7$$

מגיאומטריית המזל"ט $\Leftarrow$ $(3)\, C_{D0}=0.02$

ועם ניקח מקדם בטחון ונתחשב בעובדה שהמנוע בקצה המזל"ט ומייצר גרר נוסף :

$$(4)\, C_{D0}=0.05$$

נשתמש בנוסחה הראשונה להספק :



גרף13 הספק כתלות במהירות

מסקנות:

- בטיסה ישרה ואופקית (במהירות של 90 קשר) $P_{req}=4.3HP$.
- בשיוט (במהירות של 60 קשר) $P_{req}=2.8HP$.
- בשהייה (במהירות של 50 קשר) $P_{req}=2.2HP$.

קצב נסיקה :

$$\frac{dh}{dt}=\frac{P_{rated}\eta\left(1.131\frac{\rho}{\rho_0}-0.131\right)-DV}{W}$$

כבר קיבלנו שעבור קצב נסיקה בגובה פני הים , של 1000 ft/min :

$$\eta = 0.7 \Rightarrow P_{eng} = 6076.6_{watt} = 8.15_{HP}$$

ובגובה רב יותר נידרש להספק מנוע מעל 10 כ"ס.

כעת נבדוק את ההספק הנדרש מהמנוע לקצב נסיקה של 600 ft/min :

$$\frac{dh}{dt} = \frac{TV - DV}{W} = \frac{P_{eng}\eta - DV}{W}$$

$$600_{ft/\min} = 3.048_{m/\sec}$$

$$3.048 * 490 = Peng\eta - DV$$

$$DV = \left(W / \frac{L}{D}\right)V = 49 * 70 * 0.5144 = 1764.4$$

$$\Rightarrow P_{eng}\eta = 3258$$

$$\eta = 0.7 \Rightarrow P_{eng} = 4654_{watt} = 6.23_{HP} \ \ at\, sea\, level$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = 0.9151 \ \ at \ \ 3000 \ \ ft.$$

$$DV = \left(W / \frac{L}{D}\right)V = 49 * 70 * 0.5144 = 1764.4$$

$$\eta = 0.7 \Rightarrow P_{rated} = 5148_{watt} = 6.9_{HP} \ \ at \ \ 3000 \ \ ft.$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = 0.8107 \ \ at \ \ 6000 \ \ ft.$$

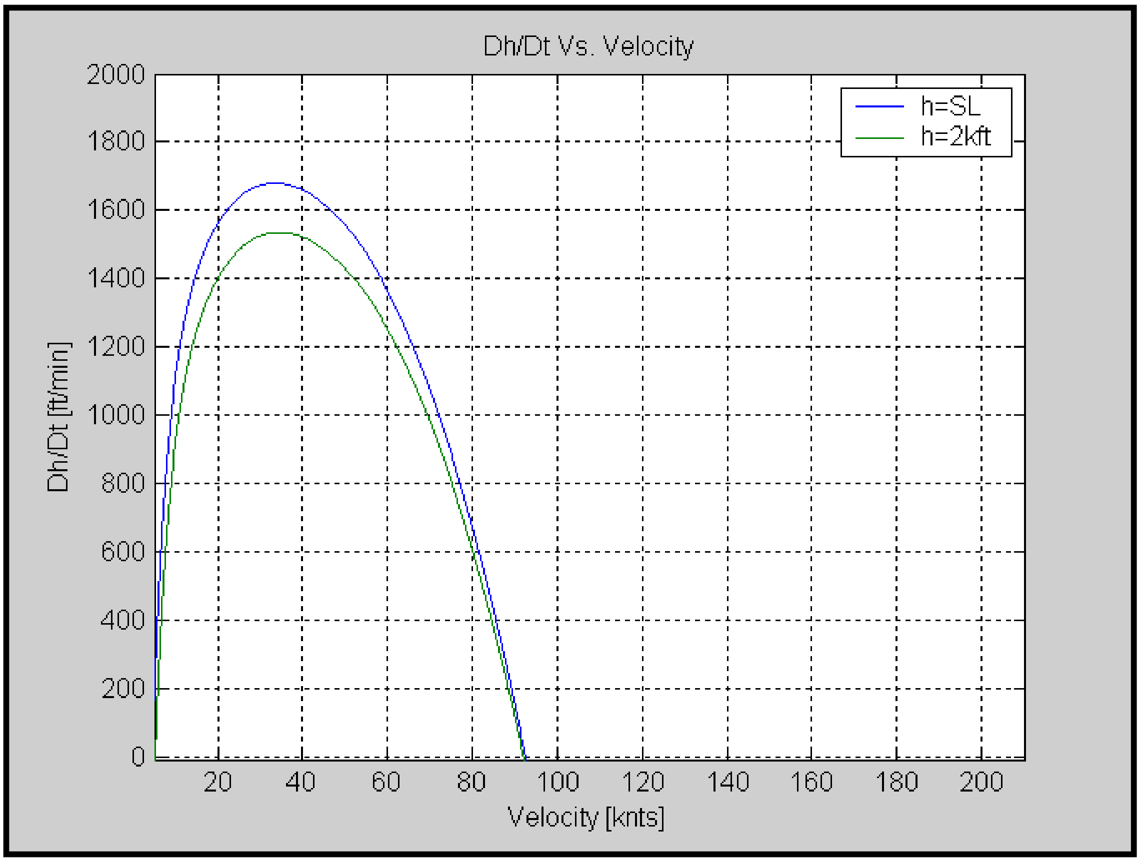
$$DV = \left(W / \frac{L}{D}\right)V = 46 * 70 * 0.5144 = 1620$$

$$\eta = 0.7 \Rightarrow P_{eng} = 5493_{watt} = 7.36_{HP} \ \ at \ \ 6000 \ \ ft.$$

לסיכום , ניתן לראות , כצפוי שההספק הנדרש ירד ובמקום שיהיה מעל 10 כ"ס כעת יש צורך במנוע שייתן לפחות 8 כ"ס הספק מקסימלי וכמובן גם שיהיה אמין וכזה שכבר נוסה על מטוסים אחרים .

כאן חשוב לציין כי לצורך בחירת המנוע ישנה חשיבות להשארת רזרבה של הספק במידה ויהיה צורך להתאים את המטוס לנשיאת מטען מועיל כבד יותר.

כן נבדקו קצבי הטיפוס בגובה פני הים ובגובה של 2000 רגל כתלות במהירות הטיסה עבור מנוע שהצוות מתכוונן אליו , בעל הספק של 9.8 כ"ס :



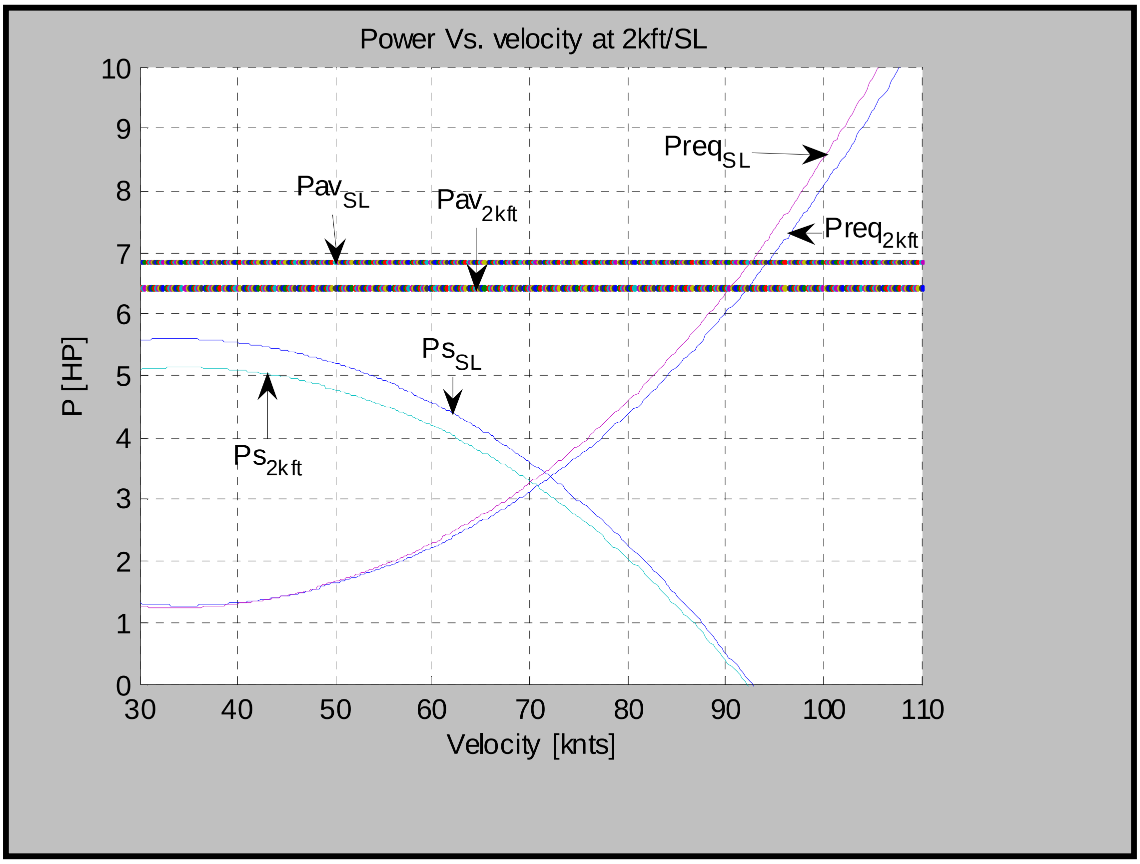
גרף14 שיעור נסיקה כתלות במהירות בגובה פני הים ובגובה 2000 רגל

תחת ההנחות הבאות:

- $AR = 11$
- $Cd_0 = 0.05$
- מהירות אופקית של 70 קשר
- מנוע בהספק של 9.8 כ"ס.
- יעילות פרופלור/מנוע 0.7

הספק מנוע, הספק דרוש והספק עודף כפונקציה של מהירות (בגובה פני הים ובגובה 2000 רגל) ,

תחת אותן הנחות :



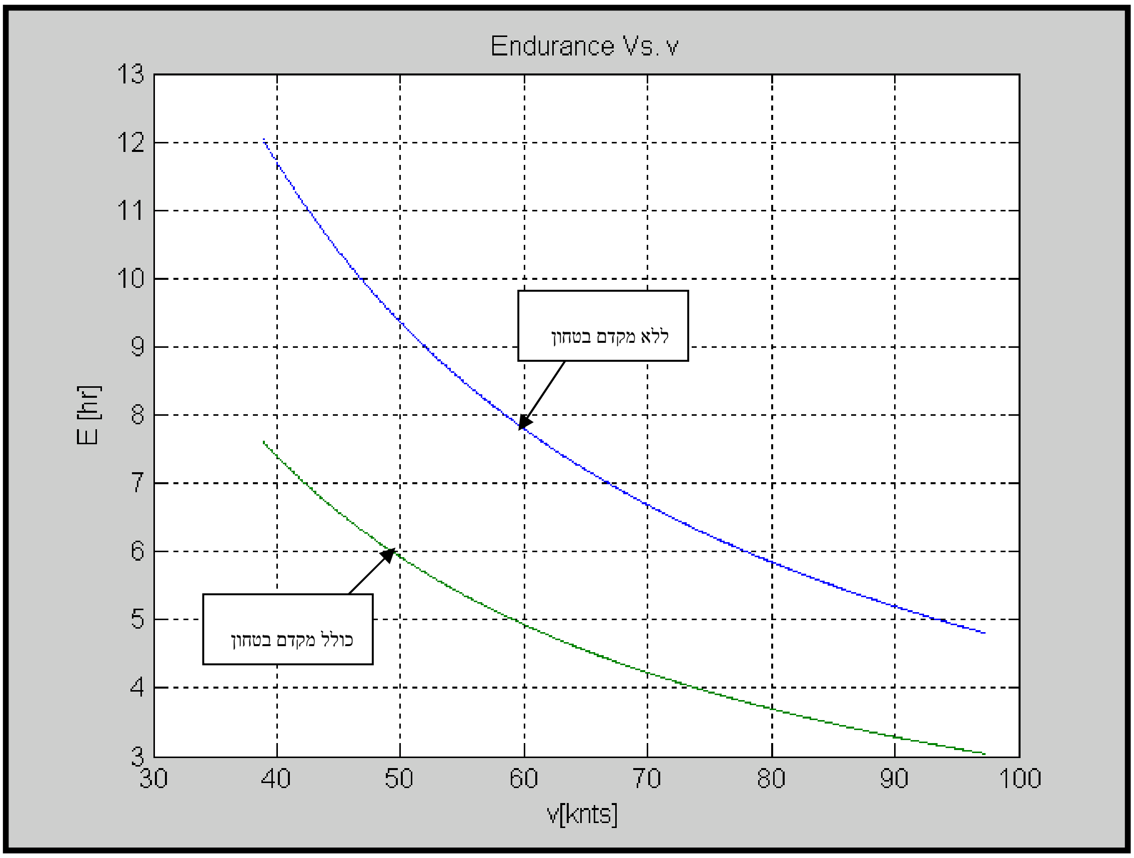
גרף15 הספק כתלות במהירות בגובה פני הים ובגובה 2000 רגל

8.1. ביצועי שהייה

באיטרציית החישובים הראשונה חושב ה – SFC של המנוע הנבחר : SFC=0.673 kg/hr/HP

ע"מ להיות יותר שמרניים בחישובים ויותר אמינים,נלקח מקדם בטחון של 1.5 על ה-SFC SFC=1 kg/hr/HP . בגרף ניתן לראות כיצד משתנה זמן השהייה הכללי מעל המטרה כאשר אנו מתחשבים במקדם הבטחון.

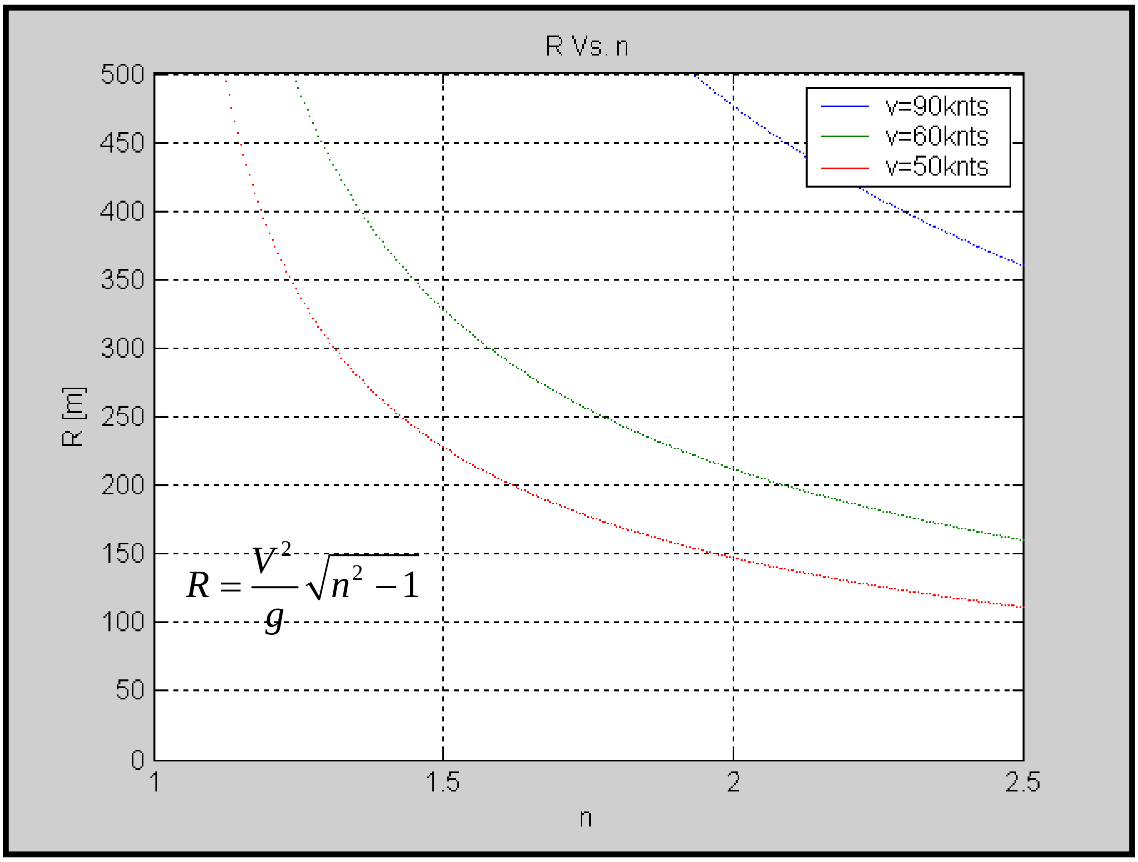
הנחות : יעילות מנוע=0.7 , תחילת השהייה ב48 ק"ג וסיום ב 37 ק"ג.



גרף16 זמן שהייה כתלות במהירות עם ובלי מקדם בטחון לצריכת הדלק

8.2. ביצועי פניה אופקית

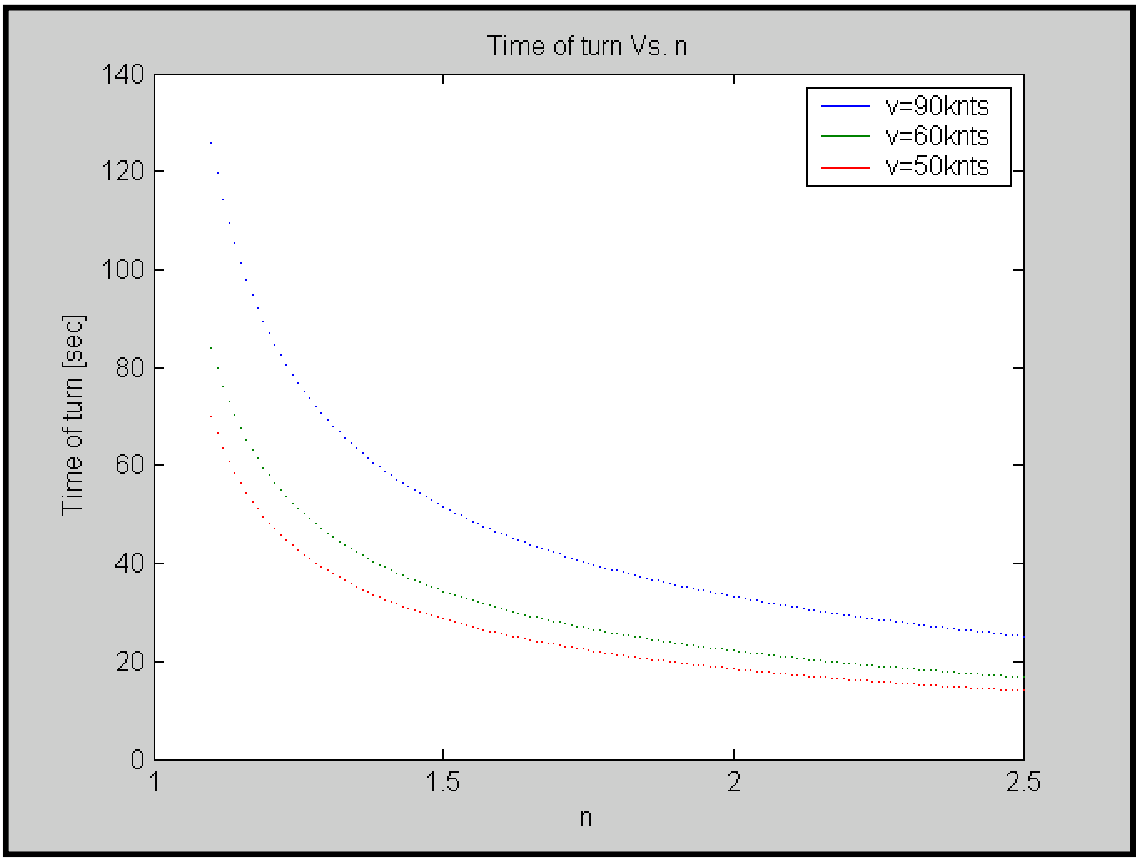
רדיוס הפניה כפונקציה של ספרת עומס :



גרף17 רדיוס פניה כתלות בספרת עומס במהירויות שונות

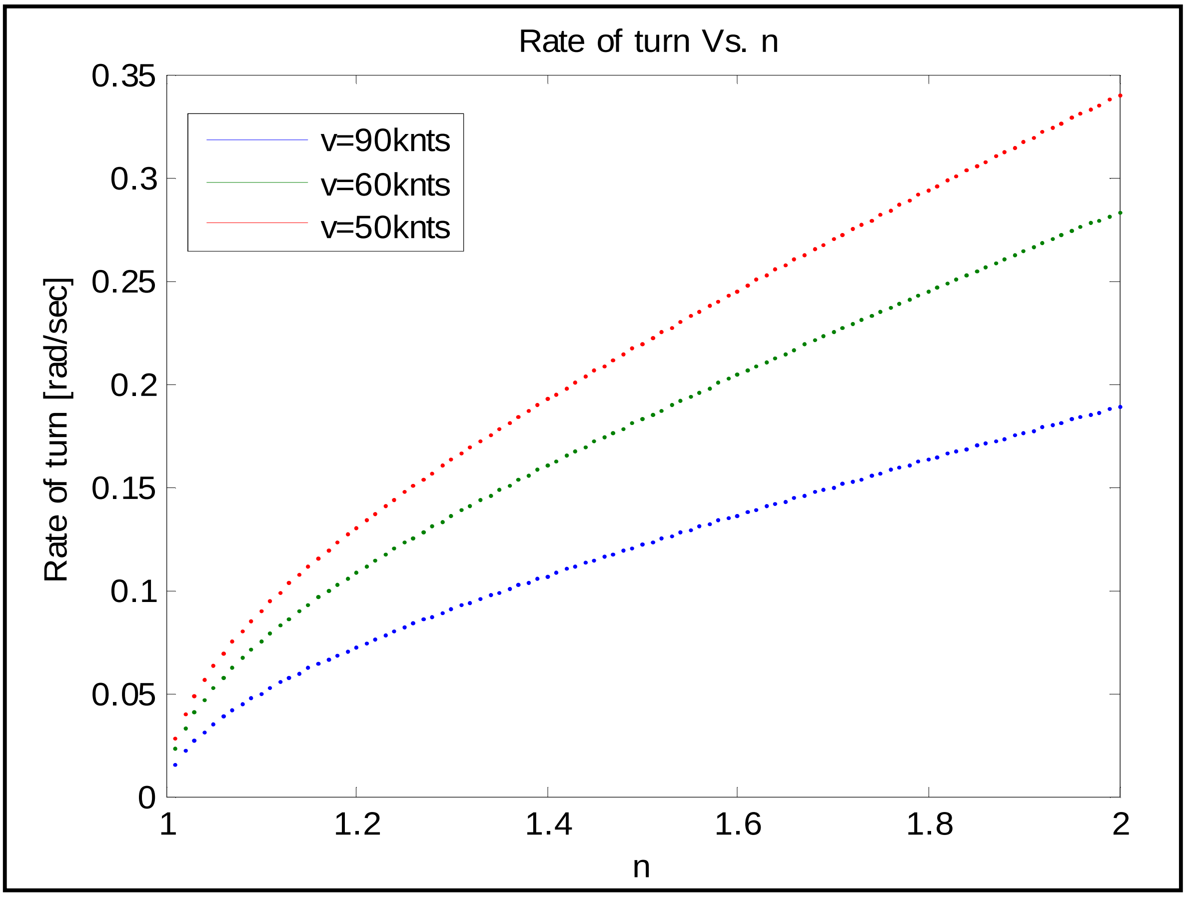
- ניתן להגיע לרדיוס של 150 מ' בספרת עומס 2, במהירות שהייה של 50 קשר.
- במהירות השיוט , על ספרת העומס להיות 2.5 בכדי להשאר ברדיוס 150 מ'.

זמן פניה כפונקציה של ספרת עומס



גרף18 זמן פניה כתלות בספרת עומס במהירויות שונות

קצב פנייה כתלות בספרת עומס

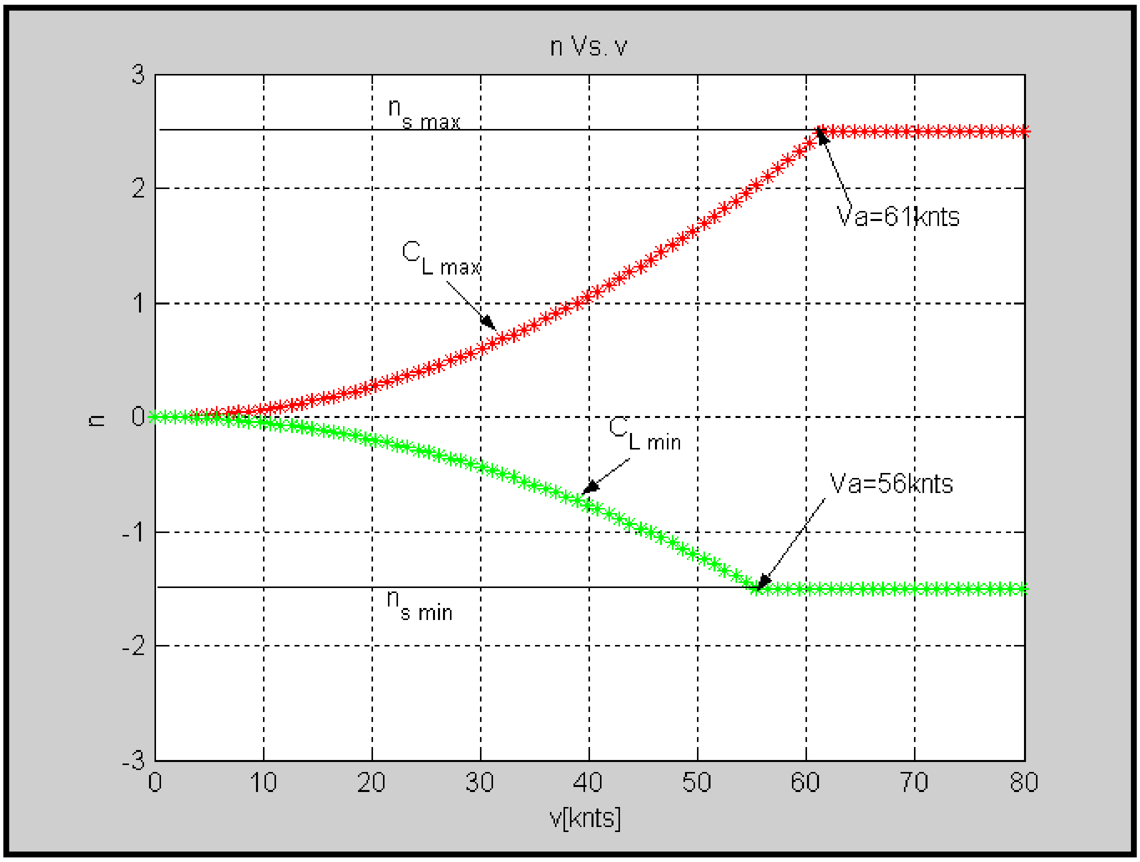


גרף19 קצב פניה כתלות בספרת עומס במהירויות שונות

- קצב פניה כפונקציה של ספרת עומס: $\dot{\psi}=\frac{g}{V}\sqrt{n^2-1}$.
- זמן השלמת מעגל בפניה מתואמת: $Time=\frac{2\pi}{\dot{\psi}}[\sec]$.
- במהירות של 50 קשר מעגל שלם יושלם תוך 20 שניות.

8.3. דיאגרמת V-N

לפי דרישת הלקח על המטוס לעמוד בספרות עומס חיובית מקס' של 2.5 + ושלילית של 1.5 - .



גרף20 ספרת עומס כתלות במהירות – דיאגרמת VN

$$n = \frac{\rho_0 S V^2 C_{L\max}}{2W_0}$$

$$C_{L\max} = 1.36$$

$$C_{L\min} = -1$$

$$n_{\max} = 2.5$$

$$n_{\min} = -1.5$$

8.4. חישובי פרופיל משימה

חישובים לפי פרופיל משימה שהוגדר בתחילת הדו"ח.

זמן שהייה במהירות קבועה:

$$E = \frac{\eta}{SFC}\frac{1}{V}\frac{C_L}{C_D}\ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right)$$

$$SFC = SFC_{manufacturer} \cdot n = 0.673 \cdot 1.5 = 1\frac{kg/hr}{HP} \qquad (n - safety\ \ factor)$$

רזרבת דלק של 0.5 ק"ג.

מצב	זמן (דקות)	הספק מנוע (כ"ס)	ספיקת דלק (ק"ג/שעה)	משקל דלק (ק"ג)	מהירות אופקית (קשר)	קצב נסיקה (רגל / דקה)	טווח (ק"מ)
נסיקה 1	9	6.8	6.8	1	70	600	19
שיוט 1	11	3.4	3.4	0.7	60	-	21
גלישה	8	0	0	0.01	60	-	10
שהייה	330 (5.5 שעות)	2.3	2.3	11	50	-	-
נסיקה 2	13	6.5	6.7	1.4	70	600	27
שיוט 2	13	2.8	2.8	0.5	60	-	23
סה"כ	6.5 (שעות)			14.5			100

טבלה19 ניתוח פרמטרים אווירודינאמיים כתלות בשלבי המשימה

8.5. אנליזה אווירודינאמית

הבסיס התיאורטי לחישוב הזרימה הוא משפט קוטה-ז'וקובסקי - $L' = \frac{1}{2}\rho U^2 c C_l = \boxed{\rho U \Gamma}$ שאומר שכוח העילוי פרופורציונאלי לסירקולציה שהגוף מייצר. ולכן מטרת כל תהליך חישוב על פי השיטות שנשתמש בפרויקט זה היא מציאת פילוג הסירקולציה שהכנפיים מייצרות.

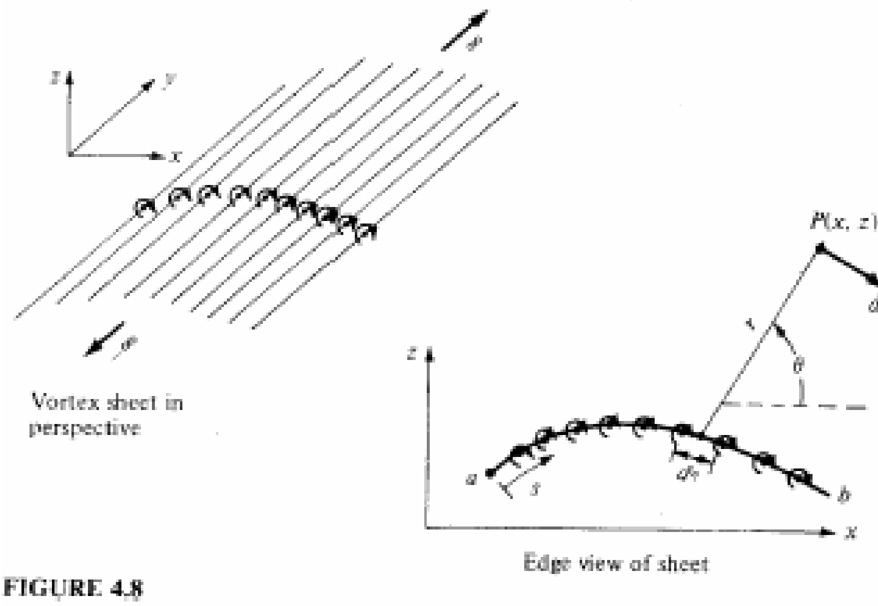


FIGURE 4.8
Vortex sheet.

איור39 משטח ערבולים

את פילוג הסירקולציה מוצאים על ידי ניסוח תנאי אי חדירה על פני הגוף, תנאי אי החדירה כולל את

המהירויות שמשרים הערבולים ואת המהירות המציפה, מאזן מהירויות זה יוצר משוואה אינטגרלית, אשר יש לה פיתרון אנליטי בתורת הפרופיל הדק (אינטגרלי פרנדטל-גלוואורט). אך לפרופיל כללי יש צורך בפיתרון נומרי.

בכנף סופית עושים אינטגרציה לאורך המוטה של כל ערבולי הפרופילים כאשר לוקחים בחשבון את הגיאומטריה המדוייקת של הכנף.

8.5.1. שיטת VLM

הרחבה של תורת הכנף של פרנדטל לכנף סופית. ממדלים את הכנף על ידי פילוג ערבולים שמייצגים את הערבולים של הפרופילים את ערבולי קצות כנף.

משטח ערבולים ע"פ תורת הכנף:

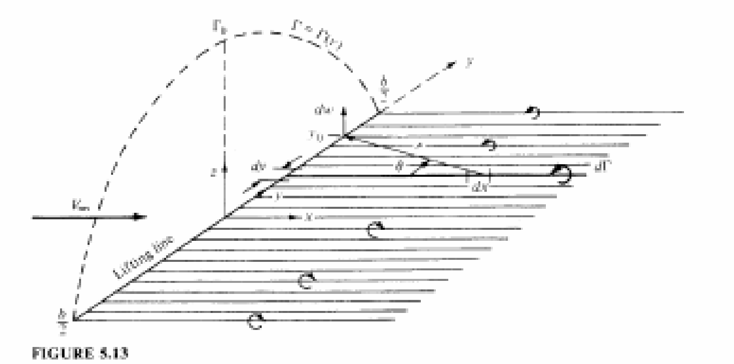


FIGURE 5.13
Superposition of an infinite number of horseshoe vortices along the lifting line.

איור40 משטח ערבולים על פי תורת הכנף

מודל הפרסה:

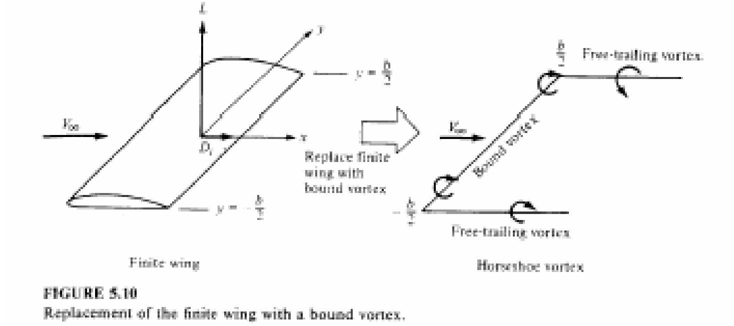


FIGURE 5.10
Replacement of the finite wing with a bound vortex.

איור41 מודל הפרסה

8.5.1.1. הסכימה הנומרית

- ממקמים ערבולים על פני הכנף, וממקמים נקודות בקרה על פני הכנף. הנעלם הוא כמובן הגודל של כל ערבול, אבל המיקום שלהם הוא להחלטתנו. נקודות הבקרה הן הנקודות בהן נבצע את מאזן המהירויות.
- מילוי תנאי השפה קרי תנאי אי החדירה, כלומר מאזן המהירויות מה שיוצר מערכת משוואות אלגברית שמס' הנעלמים שלה הוא למעשה מספר הערבולים שמיקמנו. מס' דרגות החופש של המטריצה הוא אפס,
- כלומר המטריצה המתקבלת היא הפיכה ויש רק פתרון אחד המקיים את תנאי קוטה.
- פיתרון מערכת המשוואות האלגברית. יכול להיות פיתרון איטרטיבי או פיתרון ישיר כמו אלימינציה של גאוס.

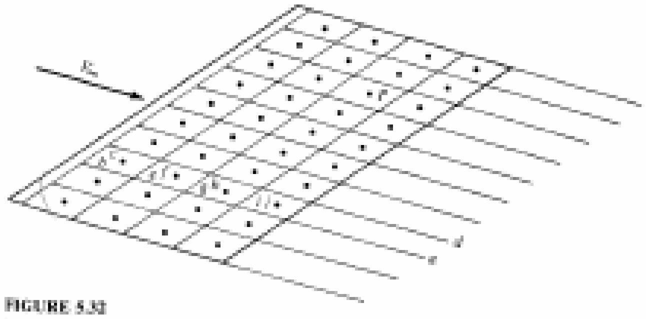


FIGURE 5.32
Vortex lattice system on a finite wing.

איור42 אריחי ערבולים

מיקום הערבולים:

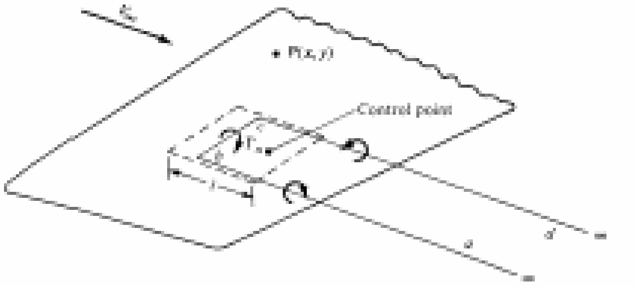
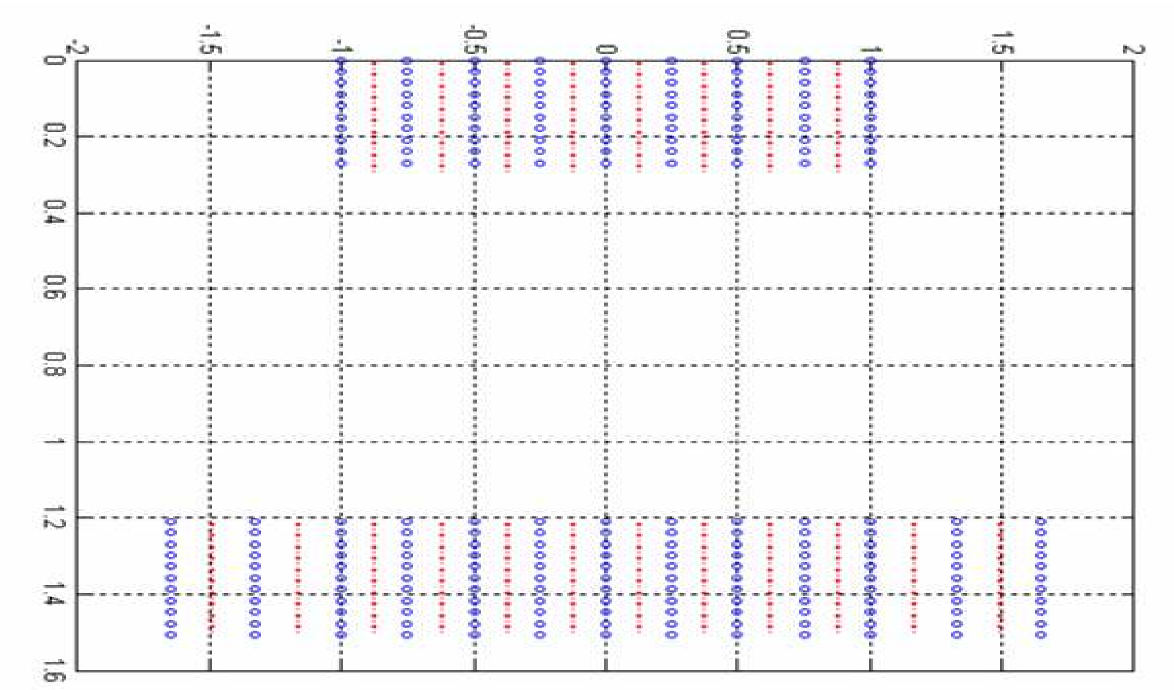


FIGURE 5.31
Schematic of a single horseshoe vortex, which is part of a vortex system on the wing.

איור43 מיקום ערבולים באריח בודד

חלוקת כנף לאריחים, בכל אריח ממקמים את הערבול ברבע האריח, נקודת הבקרה בשלושת רבעי האריח.

פילוג הערבולים ב-MonGuard: (כיוון הטיסה מעלה).



איור44 פילוג ערבולים על משטחי הכטב"ם

המשוואה השולטת:

$$\Sigma U_{norm} = w_n + U_\infty \sin\alpha = 0$$

כאשר w זו המהירות המושרית של הערבולים והביטוי שלה הוא :

$$w_n = \sum_{n=1}^{N} \frac{\Gamma_n}{4\pi} \left\{ \frac{1}{(x_m - x_{1n})(y_m - y_{2n}) - (x_m - x_{2n})(y_m - y_{1n})} \cdot \left[\frac{(x_{2n} - x_{1n})(x_m - x_{1n}) + (y_{2n} - y_{1n})(y_m - y_{1n})}{\sqrt{(x_m - x_{1n})^2 + (y_m - y_{1n})^2}} - \frac{(x_{2n} - x_{1n})(x_m - x_{2n}) + (y_{2n} - y_{1n})(y_m - y_{2n})}{\sqrt{(x_m - x_{2n})^2 + (y_m - y_{2n})^2}} \right] + \frac{1}{y_{1n} - y_m} \left[1 + \frac{x_m - x_{1n}}{\sqrt{(x_m - x_{1n})^2 + (y_m - y_{1n})^2}} \right] - \frac{1}{y_{2n} - y_m} \left[1 + \frac{x_m - x_{2n}}{\sqrt{(x_m - x_{2n})^2 + (y_m - y_{2n})^2}} \right] \right\}$$

הרציונאל הוא ריצה על כל נקודות הבקרה m ובכל נקודה מסכמים את כל המהירויות מהערבולים n.

פיתרון של מערכת המשוואות הזו נותן פילוג הערבולים בגיאומטריה שלנו Γ_n ופילוג הערבולים הזה ייתן את עילוי על פי הקשר:

$$C_L = \frac{2}{S_w U_\infty} \sum_{Ny} \sum_{Nx} \Gamma_j \cdot \Delta y_j$$

8.5.1.2. תוצאות

$$C_L = C_{L\ canard} + C_{L\ wing} = \left(C_{L\alpha\ canard} + C_{L\alpha\ wing} \right) \alpha$$

$$C_{L\alpha\ Theory} = C_{L\alpha\ canard} + C_{L\alpha\ wing} = \frac{2\pi}{1+\frac{2}{AR_{canard}}} + \frac{2\pi}{1+\frac{2}{AR_{wing}}}$$

$$AR = \frac{b^2}{s} = \frac{b}{c} \qquad AR_{canard} = \frac{2}{0.3} = 6.667 \qquad AR_{wing} = \frac{3.3}{0.3} = 11$$

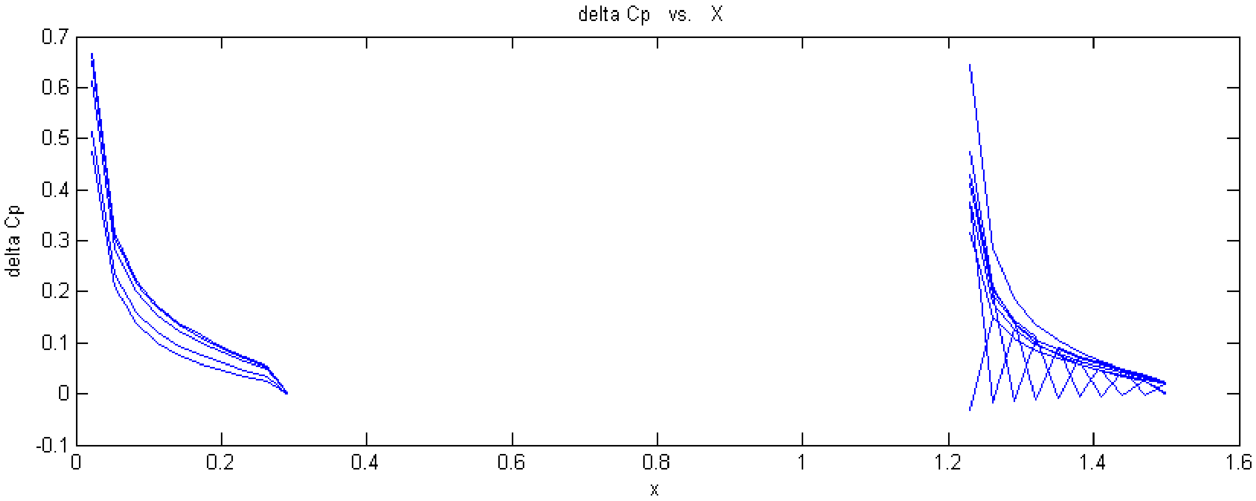
$$\boxed{C_{L\alpha\ Theory} = 10.15}$$

תחילה חישוב העילוי אנליטית ללא התחשבות במהירות המושרית (downwash):

זהו חישוב "תמים" של חיבור לינארי של עילויי שני משטחי העילוי שלנו הכנף והקנארד.

תוצאות ה-VLM: $C_{L\alpha\ VLM} = 6.926 = 0.69 C_{L\alpha\ Theory}$

כלומר רואים ירידה של 30 אחוזים בעילוי הכולל של המטוס כתוצאה מנוכחות הקנארד.

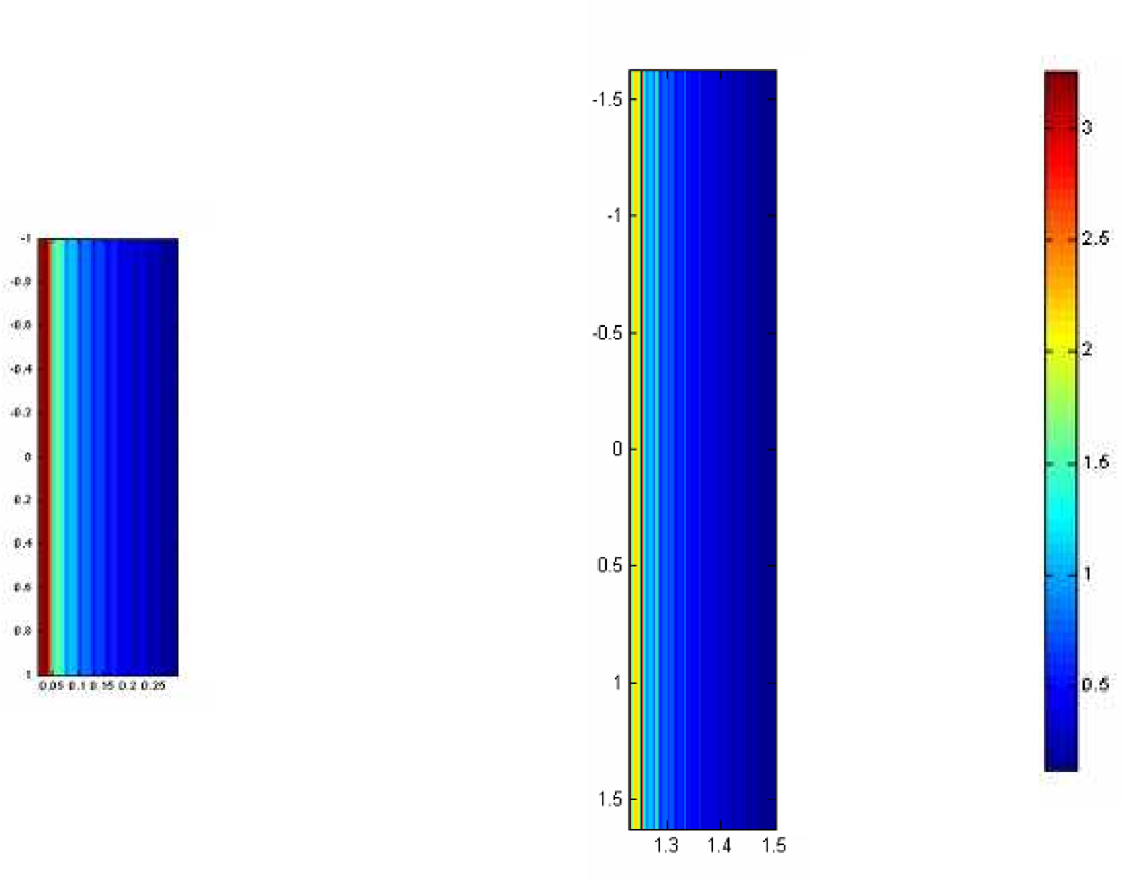


איור45 פילוג מקדם הלחץ על משטחי הכטב"ם בחתכים שונים לאורך חצי מוטה

פילוג מקדם הלחץ על פני המטוס:

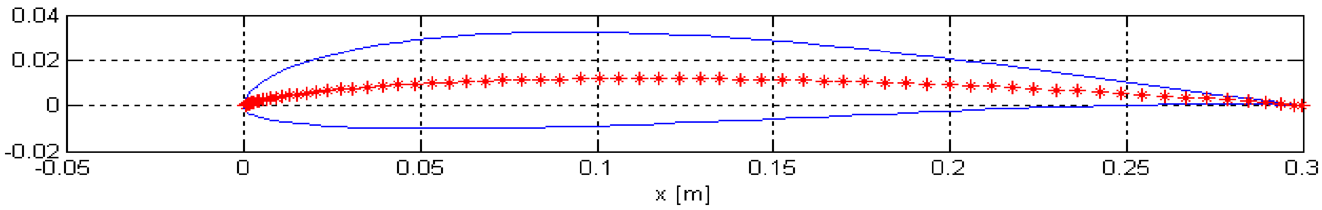
ניתן לראות שעל פני הקנארד (שנמצא בצד שמאל) הפרש הלחץ הוא יותר גדול מאשר בכנף (אשר נמצאת בצד ימין בתרשים). כמו כן רואים את אי הסדר הפילוג הלחץ בכנף שנובע מהשפעת הערבולים שנוצרים בקנארד.

ובמבט על:



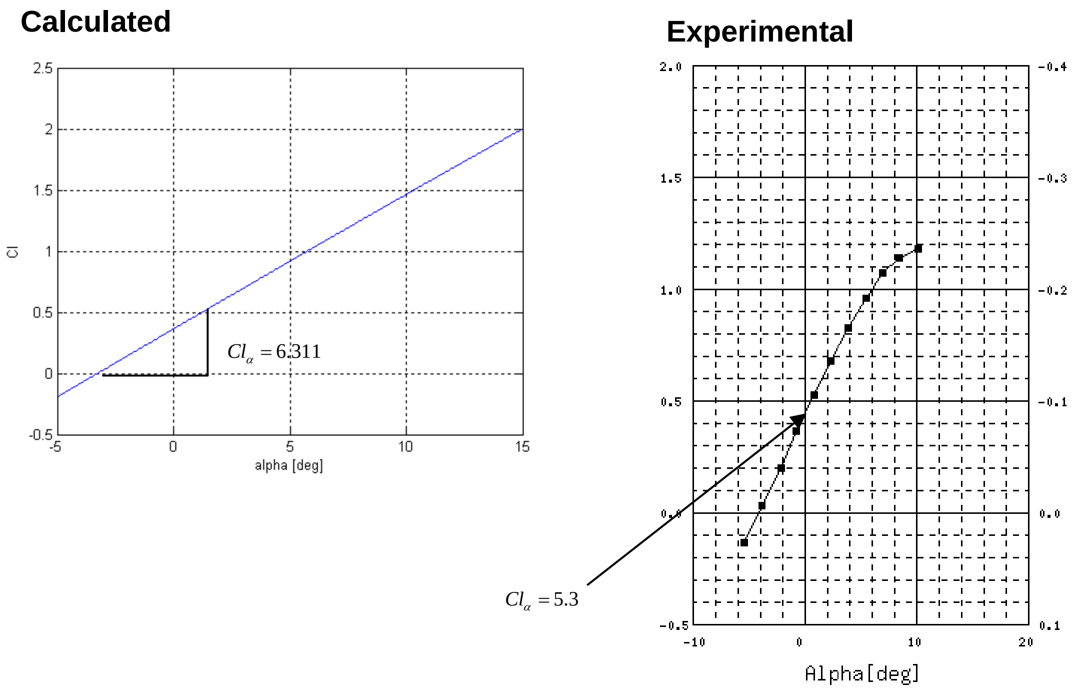
איור46 פילוג מקדם הלחץ על פני משטחי הכטב"ם – צבעוני

חישובים עבור הפרופיל: SD 7062



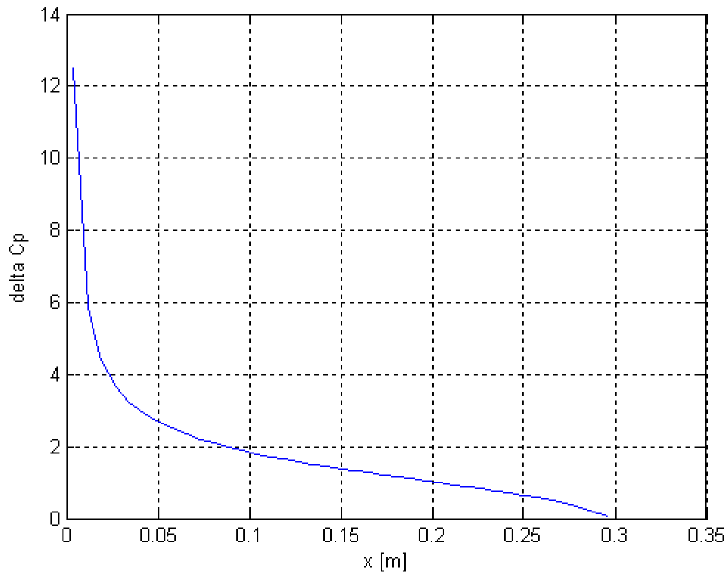
איור47 פרופיל SD 7062

הקו האדום מתאר את העקימון והכוכביות מתארות את פילוג הערבולים על פני העקימון.



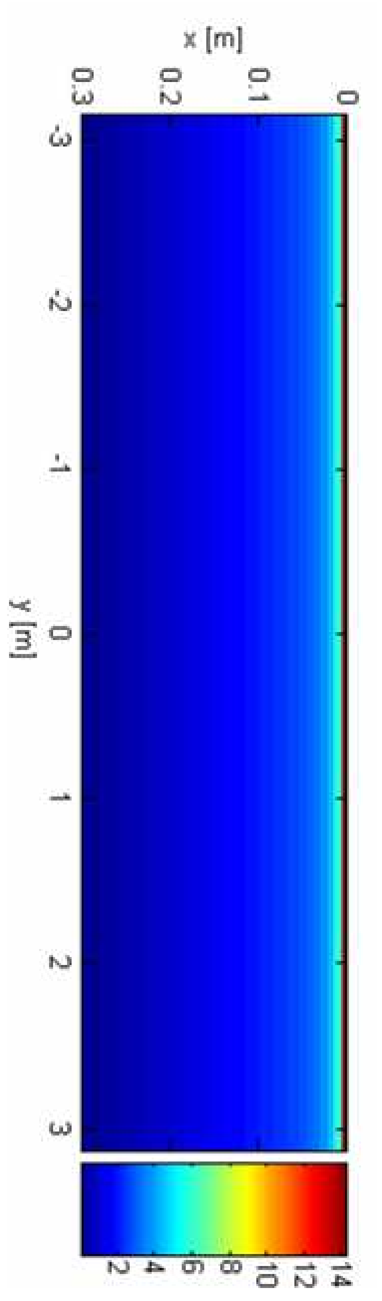
גרף21 שיפוע מקדם העילוי הניסיוני והמחושב

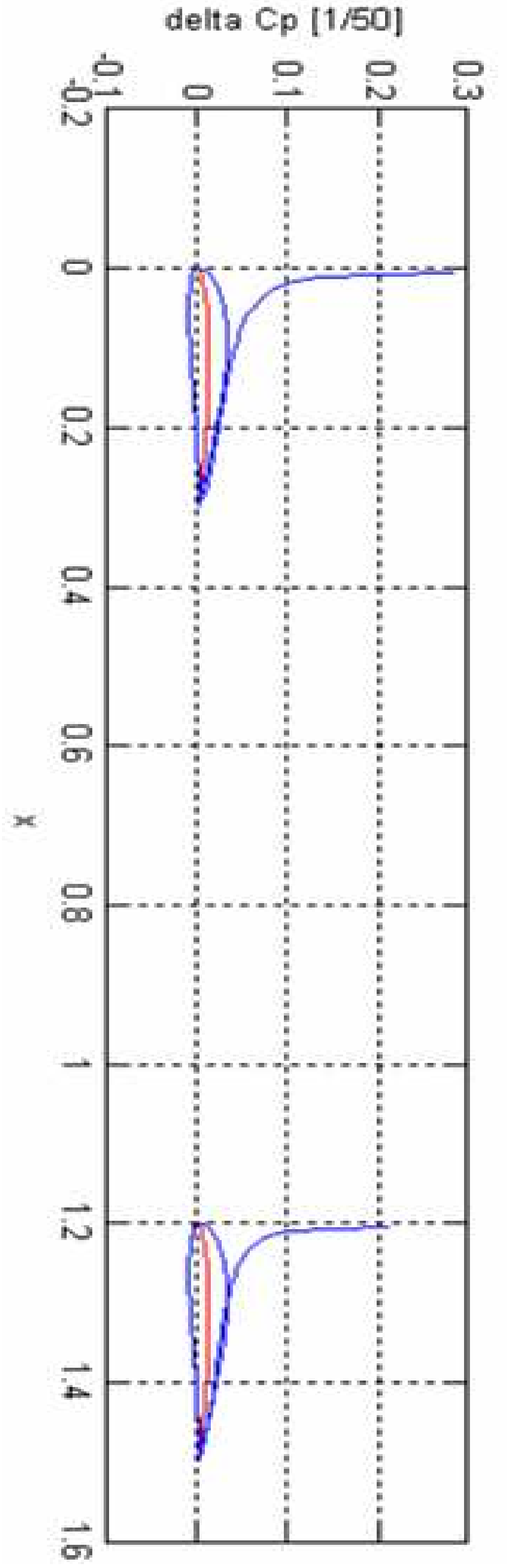
ניתן לראות שכצפוי שיפוע קו העילוי יצא 2π וזה יחסית קרוב לשיפוע שמתקבל בניסויים (נלקח מתוך מאגר פרופילים באינטרנט).



גרף22 פילוג הלחץ לאורך המיתר עבור זווית התקפה $\alpha = 11^\circ$

פילוג הלחץ ממבט על	פילוג הלחץ בהשפעה הדדית של פרופיל נוסף



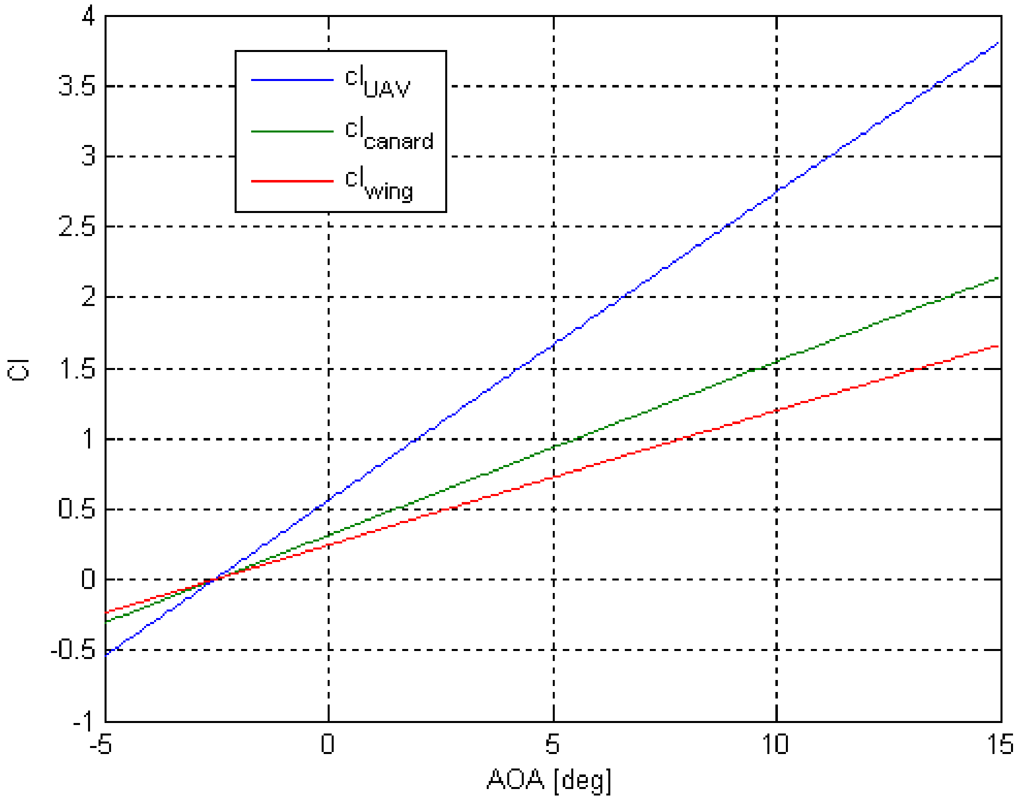


איור48 ההשפעה ההדדית על פילוג הלחץ של משטחי הכטב"ם

רואים בתרשים הנ"ל (תרשים ההשפעה ההדדית) שהעילוי יורד בכנף, תוצאה מספרית :

$Cl_{\alpha\ wing} = 5.51 = 87\% Cl_{SD7062}$.

שיפועי קו העילוי המתוקנים:



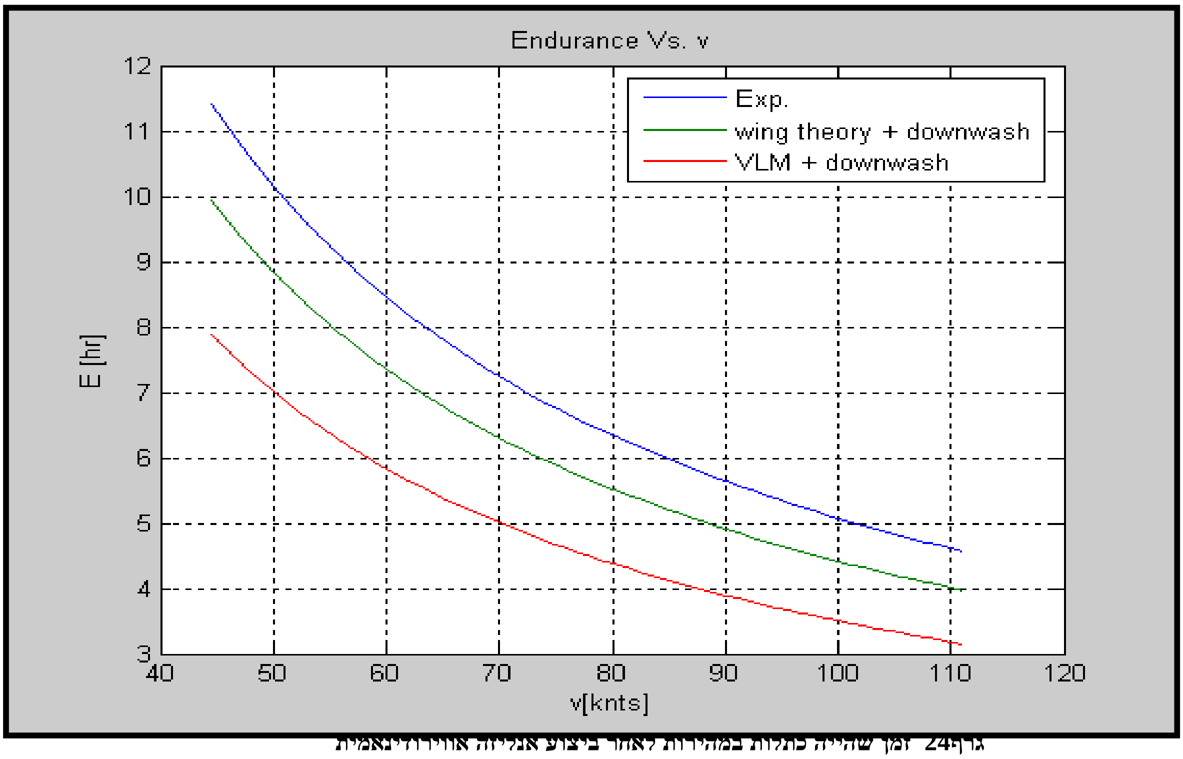
גרף23 שיפועי קו העילוי המתוקנים

8.6 עדכון ביצועי טיסה

עידכון ביצועי הטיסה שנעשו בתכן המוקדם על פי מקדמי העילוי חדשים (מקדם עילוי של VLM, ומקדם עילוי של השפעה הדדית בחישובי פרופיל).

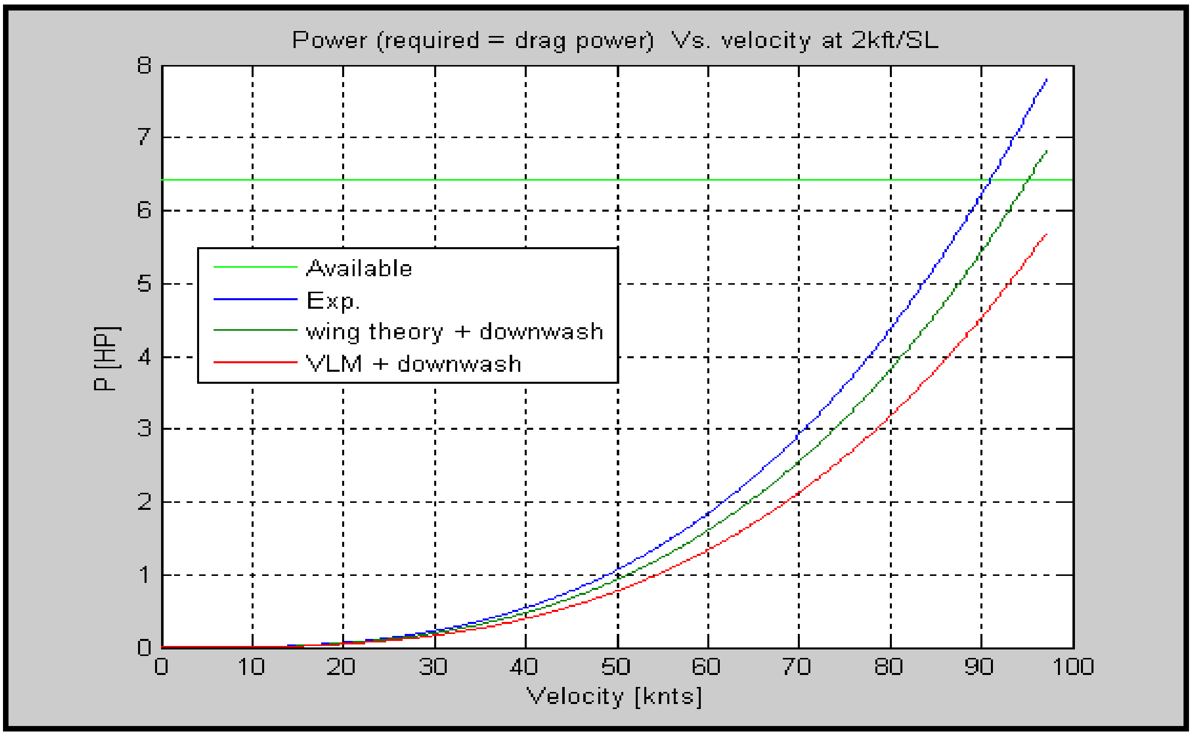
החישובים לתוצאות הנ"ל הם זהים לחישובים שמתוארים בפרק ביצועי טיסה פרט לשינויים במקדמי העילוי.

8.6.1 שהייה:



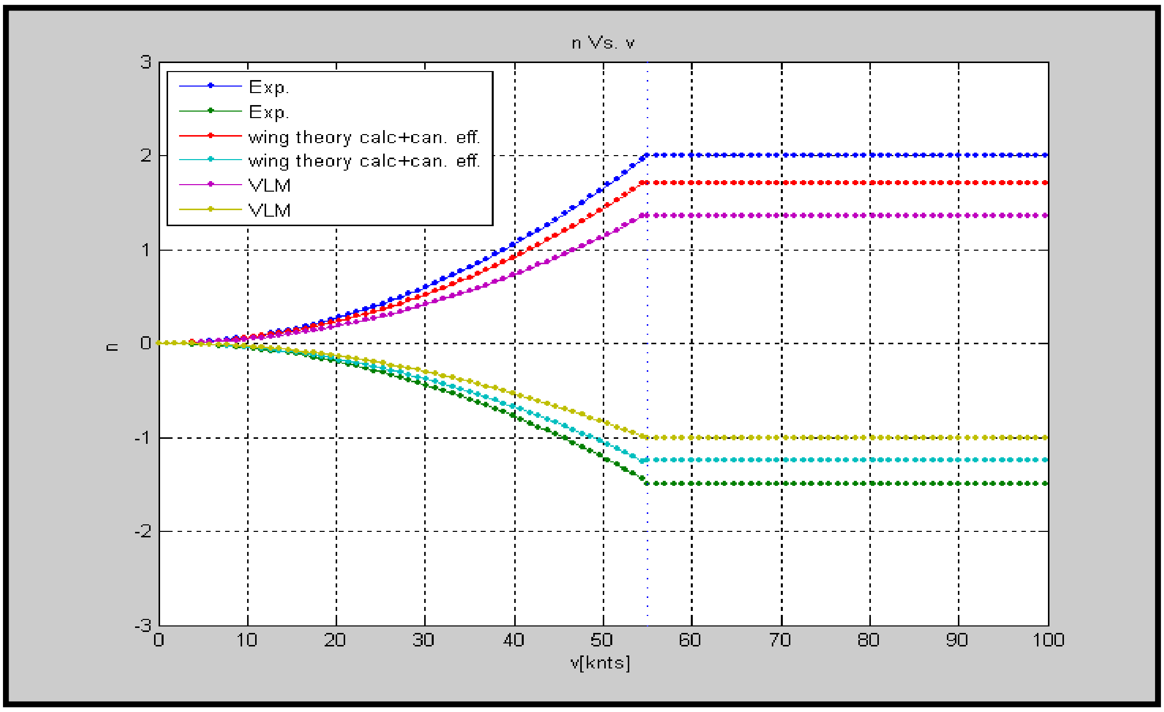
גרף 24- זמן שהייה כתלות במהירות לאחר ביצוע אנליזה אוירודינאמית

הספק:



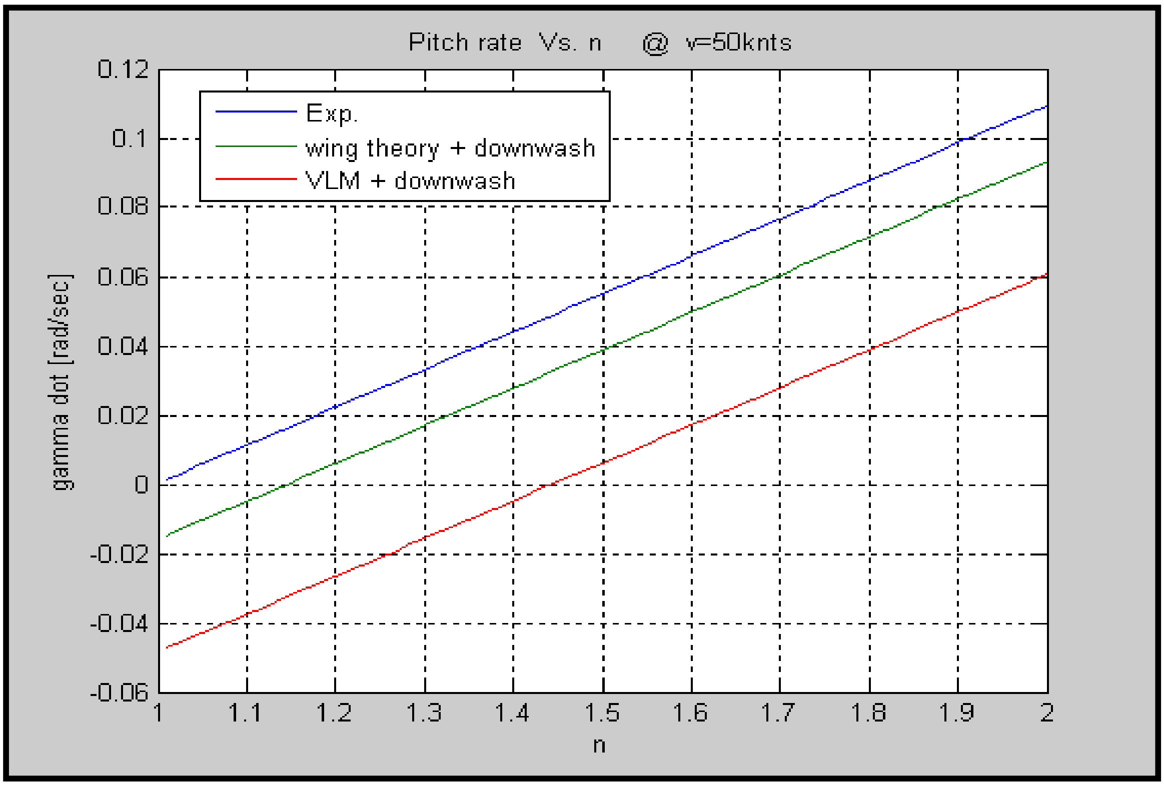
גרף25 הספק כתלות במהירות לאחר ביצוע אנליזה אווירודינאמית

דיאגרמת V-N:



גרף26 ספרם עומס כתלות במהירות לאחר ביצוע אנליזה אווירודינאמית

קצב עילרוד:



גרף27 קצב עילרוד לאחר ביצוע אנליזה אווירודינאמית

9. תכן רכיבי הכטב"ם:

9.1. מבנה כנף

9.1.1. מבוא

במסגרת האיטרציה השניה נעשתה אנליזת חוזק ראשונית במובן של עומסים ומאמצים המתפתחים בכנף. המטרה העיקרית היתה ליצור תכן מבני כזה שיעמוד בכל העומסים והמאמצים העתידים לפעול על הכטב"מ במשך משימתו.

9.1.2. הערכת עומסים ומאמצים על הכנף

9.1.2.1. שיטת האנליזה

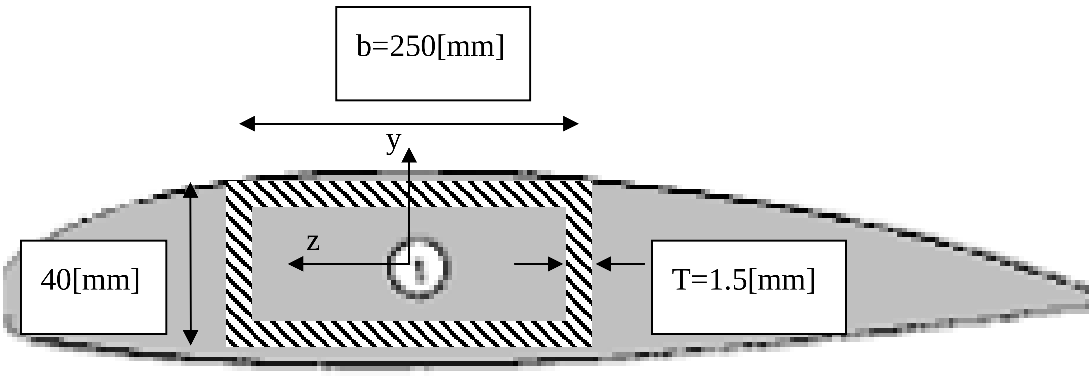
כדי להעריך את גודל כוחות הגזירה והמומנטים על גוף המטוס, אחת השיטות שהשתמשנו בה היא הערכה פשוטה על ידי דימוי כנף המטוס לקורה הנתונה לכח עילוי מפולג, רתומה בשורש וחופשיה בקצה. למטוס קיימת סימטריה סביב ציר y, לכן כל הניתוח מתרכז בצירי x,z בלבד.

כוח הגזירה ,המומנט והצגתם הגרפית לאורך המטוס מחושבים בעזרת matlab תוך שימוש בעקרונות פתרון של קורה שלוחה.

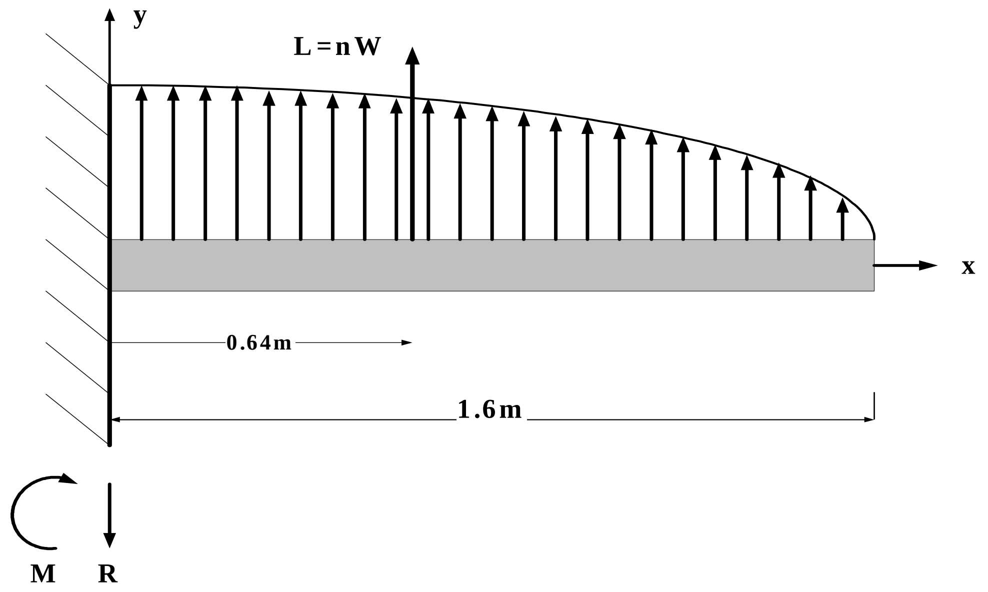
9.1.2.2. הנחות

לשם חקירת מצב העומסים המתפתחים בעת ביצוע משימתו של הכטב"מ נלקחו ההנחות הבאות:

- בהתאם לדיאגרמת VN של הכטב"מ, נלקחה ספרת עומס מקסימלית של 2.5 לצורך החישובים ומקדם ביטחון S.F של 1.5.
- משקל הכנף הוזנח לעומת כח העילוי הפועל על חצי מוטה.



איור49 פישוט מבנה הכנף



איור50 תיאור הכוחות והמומנטים על פני חצי מוטת כנף

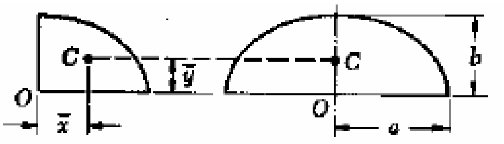
- פילוג עילוי אליפטי נבחר לצורך החישובים. הנחה זאת תואמת בקירוב את פילוג העילוי הריאלי המתפתח על הכנף תוך כדי הזנחה של השפעת הקנרד על הכנף במובן של זרימת האוויר ו"קילקול" העילוי המתפתח על הכנף.
- פילוג העילוי על הכנף מיוצג באמצעות הפונקציה הבאה:

$$L = L_0 \times \cos(\frac{\pi y}{b}) \left[{Nt}/{m} \right]$$

$$L_0 = \frac{n_{\max} \times S.F \times W \times \pi}{2b} \left[{Nt}/{m} \right]$$

כאשר:

- $n_{\max}$ - ספרת עומס מקסימלית
- $S.F$ - מקדם ביטחון
- W - משקל המטוס [Nt]
- b – מוטת כנפיים [m]
- הכח השקול הפועל על הכנף ממוקם 0.64 מטר מן השורש, בקירוב, ע"פ החישוב הבא:



איור51 שטח רבע אליפסה

$$\bar{X}_c = \frac{4a}{3\pi} \approx 0.4a$$
$$a = b/2 = 1.6[m]$$
$$\Rightarrow a \cong 0.64[m] \, measured \;\; from \, wing \, root$$

ערכו של הכח השקול מחושב לפי שטח של רבע אליפסה:

$$\begin{cases} F = \pi ab/4 \quad where \; a = L_0; b = 1.6[m] \\ L_0 = \dfrac{2.5\times1.5\times50\times9.81\times\pi}{2\times3.2} = 902.9\left[Nt/m\right] \end{cases}$$
$$\Rightarrow F = \frac{\pi\times902.9\times1.6}{4} = 1134.6[Nt]$$

9.1.2.3. פילוג כוחות גזירה ומומנטי כפיפה

גודל הריאקציה ומומנט הכפיפה בשורש הקורה חושבו ע"י שימוש במשוואות שיווי המשקל

$$\begin{cases} \sum F_y = 0 \\ \sum M_{root} = 0 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} R_A = F \\ M_A = Lx \end{cases}$$

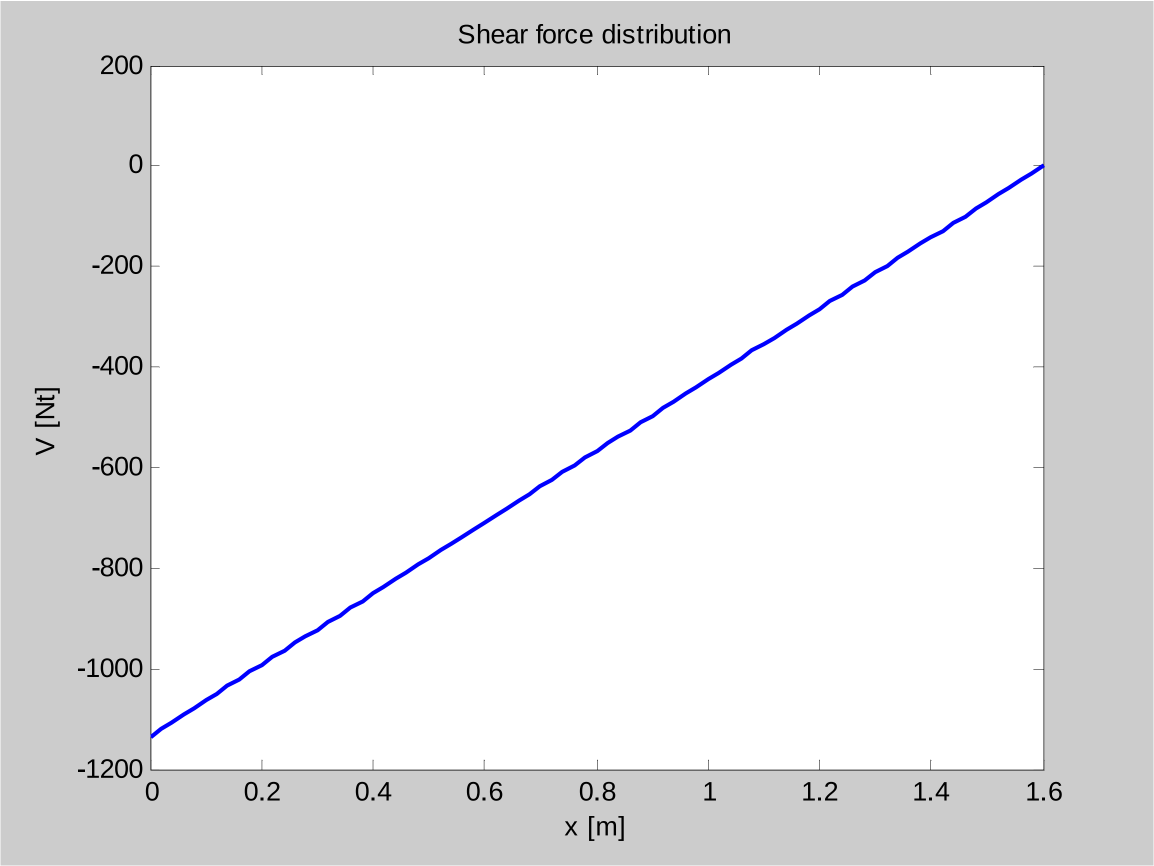
כאשר גודלו של הכח השקול וזרוע המומנט ידועים:

$$F = 1134.6[Nt]; x = 0.64[m]$$

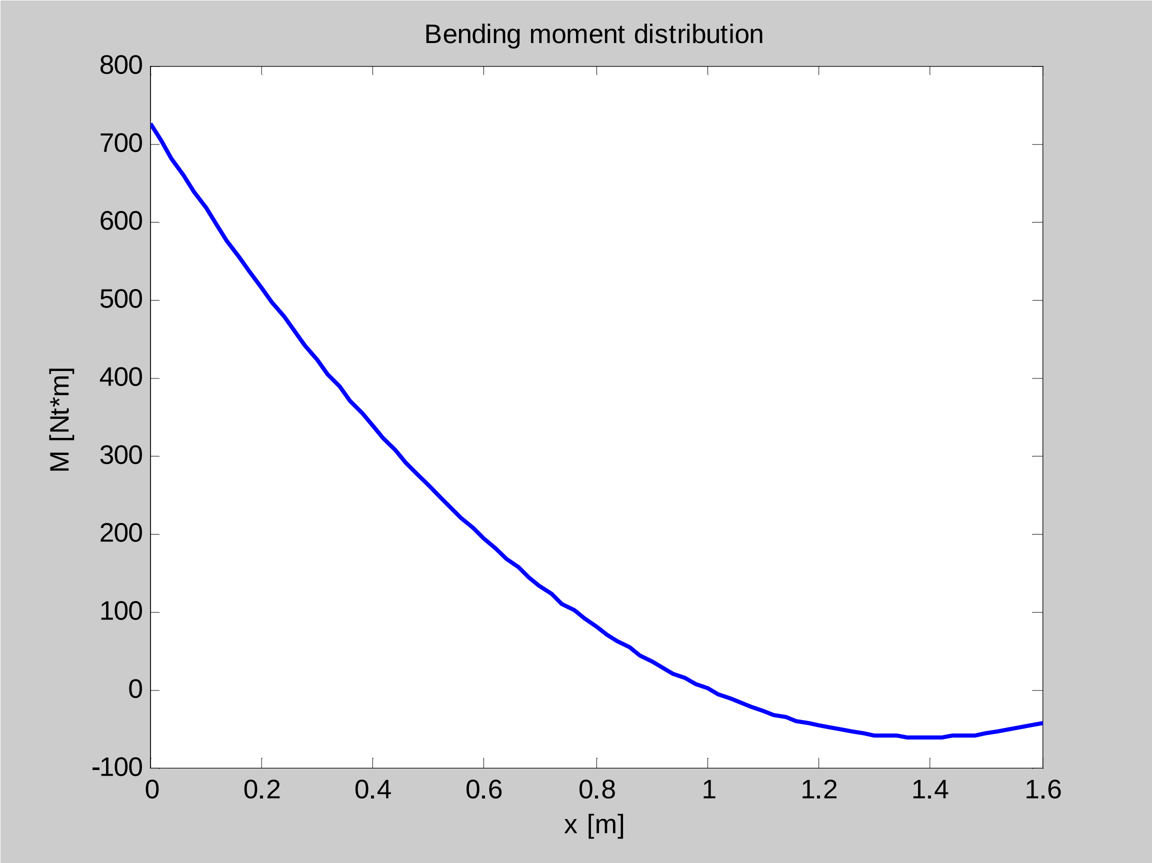
ההצבה לתוך המשוואה הקודמת מניבה

$$\boxed{\begin{aligned} R_A &= 1134.6[Nt] \\ M_A &= 726.15[Nt\times m] \end{aligned}}$$

פילוג כוחות הגזירה ומומנטי הכפיפה לאורך הקורה מתוארים ע"י שני פולינומים התלויים במיקום לאורך הקורה אשר התקבלו ע"י הפעלת משוואות שיווי המשקל הנ"ל בחתך מסוים של הקורה.
הפילוגים הנ"ל מוצגים בגרפים הבאים:



גרף28 מהלך כוחות הגזירה לאורך חצי מוטת כנף



גרף29 מהלך מומנט כפיפה לאורך חצי מוטת כנף

9.1.2.4. אנליזת מאמצים

מצב המאמצים המתפתחים בקורה מחושב על מנת לקבוע את המאמץ המקסימלי שמתפתח בקורה כפונקציה של עובי הדופן. הצבה של עוביי דופן שונים נתן לנו אינדיקציה על גודל המאמץ המקסימלי, בקירוב, המתפתח בכנף ובכך אפשרות לבחינה של מגוון חומרים שונים מהם יבחר אחד לבניית הקורה המרכזית בכנף. נבדקו חומרים כגון אלומיניום, טיטניום, פלדות וכן חומרים מרוכבים. יש לציין כי חישוב המאמצים המתפתחים בחומר מרוכב הינו שונה מהחישוב שנעשה וזאת מתוך הבנה כי בתהליך תכן ראשוני, שבו נעשתה אנליזה אניליטית בלבד, ואשר מטרתו לקבל מושג ראשוני לגבי אפשרויות התכן העומדות בפנינו הינו סביל ומקובל.

טנזור המאמצים המתאר מצב של מאמץ מישורי נתון ע"י הביטוי הבא:

$$\sigma_{ij} = \begin{pmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} \\ \sigma_{yx} & \sigma_{yy} \end{pmatrix}$$

מאחר והעומס היחידי שנלקח בחשבון הינו כח העילוי הפועל בכיוון y של הקורה, נקבל:

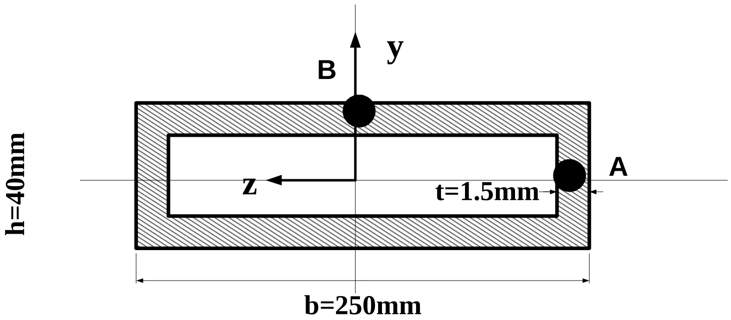
$$\sigma_{yy} = 0$$

$$\Rightarrow \sigma_{ij} = \begin{pmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} \\ \sigma_{yx} & 0 \end{pmatrix}$$

המאמץ הנורמלי בכיוון x ומאמץ הגזירה בנקודה מסוימת בחתך כל שהוא לאורך הקורה נתונים ע"י:

$$(*)\begin{cases} \sigma_{xx} = -\dfrac{M_z y}{I_{zz}} \\ \tau_{xy} = \dfrac{V_y Q}{I_{zz} b}, Q = \int_{\hat{A}} y dA \end{cases}$$

הניתוח של מצב המאמצים נעשה בשתי נקודות שונות בחתך כפי שניתן לראות בתמונה 6.6:



איור52 מיקום נקודות בהן נעשה ניתוח של מצב המאמצים

מומנט האינרציה סביב ציר z של החתך נתון ע"י:

$$I_{zz} = \frac{1}{12}\left(bh^3 - (b-2t)(h-2t)^3\right)$$

בהזנחת איברים מסדר שני ומעלה (חתך דק דופן t<<h,b) נקבל:

$$I_{zz} = \frac{1}{6} th^2 (3b+h)$$

Q מתאפס בנקודה B (אין "שטח") ובנקודה A, Q נתון ע"י (בהזנחת איברים מסדר שני ומעלה):

$$Q = {th}/{2}\left(b + \frac{h}{2}\right)$$

גיאומטריית החתך ידועה ונתונה ע"י:

$$b = 250\left[mm\right]$$
$$h = 40\left[mm\right]$$
$$y_A = 0$$
$$y_B = h/2 = 20\left[mm\right]$$

לחישוב המאמצים המקסימלים המתפתחים בחתך, נשתמש בערכם של מומנט הכפיפה וכח הגזירה המקסימלים בקורה, הנתונים ע"י:

$$M_{\max} = 726.15\left[Nt \times m\right]$$
$$V_{\max} = 1134.6\left[Nt\right]$$

הצבה של הפרמטרים השונים המגדירים את החתך מניבה את הערכים הבאים:

$$I_{zz} = 2.1t \times 10^5\left[mm^4\right]$$
$$Q_A = 5400t\left[mm^3\right]$$

בהצבת כל הערכים הנ"ל לתוך (*) נקבל את ערכי מאמץ הגזירה והנורמלי בנקודות A, B כפונקציה של עובי דופן החתך:

Point A

$$\begin{cases} \sigma_{xx} = 0 \\ \tau_{xy} = \dfrac{1134.6 \times 5400t}{2.1t \times 10^5 \times 250} = 1.164\left[MPa\right] \end{cases}$$

Point B

$$\begin{cases} \sigma_{xx} = -\dfrac{726.15 \times 10^3 \times 20}{2.1t \times 10^5} = {69.16}/{t}\left[MPa\right] \\ \tau_{xy} = 0 \end{cases}$$

לשם בדיקת כשל של המבנה נעשה שימוש בקריטריון הכשל של טרסקה, הנחשב למחמיר:

$$\boxed{\sigma_{p_1} - \sigma_{p_2} < \sigma_{yield}}$$ כאשר:

σ_{p_1} - המאמץ הראשי בכיוון 1

σ_{p_2} - המאמץ הראשי בכיוון 2

σ_{yield} - מאמץ הכניעה של החומר

המאמצים הראשיים נתונים ע"י:

$$\sigma_{p_{1,2}} = \frac{\sigma_{xx} + \sigma_{yy}}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_{xx} - \sigma_{yy}}{2}\right)^2 + \sigma^2{}_{xy}}$$

בהצבת המאמצים שמצאנו קודם לכן לתוך המשוואה האחרונה נקבל את מצב המאמצים הראשיים בקורה:

$$\begin{cases} \sigma^A{}_{p_{1,2}} = \begin{pmatrix} 1.164 & 0 \\ 0 & -1.164 \end{pmatrix} [MPa] \\ \sigma^B{}_{p_{1,2}} = \begin{pmatrix} 69.16/t & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} [MPa] \end{cases}$$

ניתן לראות כי המאמצים בנקודה B גדולים בשני סדרי גודל מן המאמצים בנקודה A ולכן בהמשך החקירה נתייחס רק אל המאמצים המתפתחים בנקודה הנ"ל.

הצבה של המאמצים הראשיים בנקודה B אל קריטריון הכשל של טרסקה תאפשר לנו לבחון האם כנף הכטב"מ עומדת במאמצי כניעה של חומרי תעופה שונים כפונקציה של עובי הדופן:

$$\boxed{\left(\sigma_{p_1} - \sigma_{p_2}\right)_B = 69.16/t\,[MPa]}$$

בהמשך תובא טבלה המסכמת את המאמצים הראשיים המקסימלים כפונקציה של עובי הדופן לצורך בחינה

האם הקורה עומדת בפני קריטריון הכשל בהתאם לסוג החומר הנבחר.

9.1.2.5. אנליזת שקיעות

אנליזת השקיעות, המבוססת על תורת הקורות של ברנולי – אוילר, הינה כלי נוסף שעוזר לנו בביצוע האלימינציה של החומרים אותם בחנו. השקיעה של הקורה אינה תלויה בעובי הדופן כפי שניתן לראות בנוסחה הבאה, אלא בעיקר בקשיחותה לכפיפה (EI) ומתקבלת בקצה הקורה:

$$\delta_{\max} = \frac{wl^4}{30EI}$$

כאשר:

w – העומס המקסימלי ליחידת אורך הפועל על הקורה אשר נמצא בשורש

l – אורך הקורה (חצי מוטת כנפיים)

EI – קשיחות לכפיפה

הפרמטרים הנ"ל ידועים ובהצבתם נקבל את הביטוי לשקיעה המקסימלית של הקורה כפונקציה של הקשיחות לכפיפה:

$$\delta_{\max} = \frac{902.9 \times 1.6^4}{30EI} = {197.24}/{EI}\,[m]$$

9.1.2.6. בחירת חומרים ראשונית

תהליך בחירת החומרים מבוסס על הגדרת קריטריונים שונים בהם החומרים צריכים לעמוד שנגזרו מתוך תוצאות אנליזת המאמצים, שקיעות הקורה ותנודותיה. בסופו של התהליך נוכל לבצע אלימינציה ולהישאר עם מספר מצומצם של חומרים לצורך תהליך התכן המפורט שיוצג בהמשך הדו"ח. סיכום של הקריטריונים מובא להלן:

עמידה בעומסים המקסימלים שתחתם אמור הכטב"מ לפעול בהתאם לספרת עומס מקסימלית של 2.5 ומקדם ביטחון של 1.5.

דרישה זו מחייבת חומרים בעלי מודול יאנג ומאמצי כניעה גבוהים.

אורך חיים גדול ועמידה בדרישות התעייפות בהתאם לסוג המשימות להן מיועד הכטב"מ. דרישה זו מחייבת בחירה של חומרים יציבים בעלי התנגדות טובה להלם כתוצאה משיגור הכטב"מ באמצעות זביל.

עלות ומשקל נמוכים מובילים לבחירה של חומרים בעלי יחס חוזק/משקל גבוהים.

סקירה קצרה של החומרים אשר נבחנו במובן של יתרונות וחסרונות מובאת להלן:

- פלדה – מתכת חזקה אך כבדה
- אלומיניום – בעלת יחס חוזק/משקל דומה לפלדה אך קלה וזולה יותר. יחד עם זאת, קשה יותר לעבודה מפלדה.
- טיטניום – יחס קשיחות/משקל גבוה, ביצועים טובים תחת טמפרטורות גבוהות אך יקרה מאוד. קלה בכ-45% מפלדה וכבדה בכ-60% מאלומיניום.
- חומרים מרוכבים – אלו הם חומרים בעלי חוזק גבוה ומשקל נמוך, פופולריים מאוד כיום בייצור מוצרים תעופתיים. בנוסף ליתרונות הברורים מבחינת חוזק קשיחות ומשקל, החומרים המרוכבים ניתנים לייצור ולעיצוב של כמעט כל צורה רצויה. חסרונם העיקרי הוא העלות הגבוהה.

הטבלה הבאה מציגה תכונות מכניות של סוגי החומרים הנ"ל:

חומר	כניעה [Mpa]	מודול יאנג [GPa]	צפיפות [ק"ג.מטר מעוקב]
AISI 4130 steel	560	204	7858
Aluminium 2024-T3	484	73	2767
Titanium Ti-13V-11Cr-3Al	1460	110	4815
Carbon Fiber -Epoxy AS4C	4150	230	1771

טבלה20 תכונות מכניות של חומרים שונים

הצעד הבא הינו חישוב קריטריון טרסקה עבור עוביי דופן שונים ומוצג בטבלה הבאה:

$\left(\sigma_{p_1}-\sigma_{p_2}\right)_B [MPa]$	t [mm]
138.32	0.5
69.16	1
46.107	1.5
34.58	2
27.664	2.5

23.053	3

טבלה21 קריטריון טרסקה עבור עובי דופן משתנה

הצצה בטבלאות מביאה למסקנה כי כל החומרים הנבחנים עומדים הרבה מעבר לקריטריון הכשל עבור כל עוביי הדופן שנבדקו.

בסיכומו של עניין, הניחוש הראשוני שלנו עבור עובי דופן של 1.5 mm התברר כמספק.

מאחר וכל החומרים עומדים במאמצים המקסימלים, נוכל לבחור את סוגי החומרים מהם נרצה לבנות את הכטב"מ על סמך משקלם ומחירם בשוק. הצצה נוספת בטבלאות מותירה אותנו עם אלומיניום תעופתי T3– 2024 וגרפית-אפוקסי.

השלב האחרון באנליזה היה לבדוק את השקיעות המקסימליות עבור החומרים הנ"ל. התוצאות מוצגות בטבלה הבאה:

חומר	כניעה [Mpa]	מודול יאנג [GPa]	שקיעה מקסימאלית [מ"מ]
Aluminium 2024-T3	484	73	86
Carbon Fiber -Epoxy AS4C	4150	230	27

טבלה22 שקיעות מקסימאליות בכנף עבור אלומיניום וחומר מרוכב

ניתן לראות כי יש הבדל גדול בשקיעת הקורה בין שני החומרים שנבחרו. הנטייה הראשונית הינה לבחור בגרפיט אפוקסי כחומר ממנו תיבנה הכנף או לפחות מרבית חלקיה אך ייתכן שע"פ התכן המפורט, שיוצג ההמשך, נגיע למסקנה כי גם אלומיניום יספיק במובנים של חוזק וקשיחות.

9.2. אוויניקה

חלק האוויניקה בכטב"מים הינו חלק מאוד אינטגראלי וחשוב בהם. נזכור שכאשר אנו מתעסקים בכטב"ם אין לנו טייס שיקרא את הנתונים מלוח השעונים שמולו. המפעיל צריך לדעת לקרוא את הנתונים ומכך להסיק מה תהיה הדרך הטובה ביותר להטיס אותו.

לצורך קריאת הנתונים יש צורך בחלקים מתאימים שיתנו את אותם הנתונים. לחלקים האלה ישנו שם כולל "אוויוניקה". חלקים אלו צריכים לתת יכולות כגון יכולות ניווט, יכולות תקשורת (שליחה וקבלה), מתן נתונים מדויקים (כגון: מהירות טיסה, גובה וכו') , יכולת שליטה למרחק רב וכו'.

חלקי האוויוניקה הינם אם כן, שבב טייס אוטומטי, יכולת שליטה על מצנח, מעבד בקרת שליטה, GPS, מצפן, תקשורת פקודה ושליטה ותקשורת פקודה ושליטה עבור המטעד. כיום ישנם שבבים

חכמים שנותנים את כל האינפורמציה הדרושה מהם והם ממש קטנים ורבים. אז איך בוחרים שבב אחד ולא שני?

בבואנו לחקור שאלה זו התחלנו לחקור את עניין השבבים ומצאנו כמה מאפיינים חשובים שחשוב שהם יופיעו בשבב האוויוניקה שנבחר לעצמנו. מאפיינים אלו הם בין היתר: גודל – קטן ככל האפשר. משקל – קטן ככל האפשר. יכולת שליטה מקסימלית על הכטב"ם ועל המטעד.

מאפיינים אלו היו (אין חשיבות לסדר בהם הם מופיעים):

- גודל.
- משקל.
- כיוון שהכטב"ם בעל מצנח להנצלה יש צורך ביכולת שליטה על מצנח.
- Servos.
- מדי תאוצה.
- מערכת ניווט.
- GPS.
- Gyros.
- הכטב"ם שלנו מגיע עם מטעד ולכן חשובה גם יכולת שליטה על מטעד.
- יכולת שליטה על מטעד משני.

חקרנו כמה שבבים של חברות שונות. לא נכנס לפירוט של חקירה זו אולם את תוצאות החקירה שלנו הבאנו בטבלה מסכמת, המובאת בעמוד הבא.

תכונת מערכת/ סוג מערכת	AP Autopilot	Phoenix delta x	V.I.T.FCS	U.A.V navigation	GS 111	GS 211	GS 311	PICCOLLO II
גודל [cm]	14.4 4.7 2.8	3.95 8.67 5 1.87	8.5 11 3.5	-	9.75 6.5 4	7.5 10 13.7 5	10 12.5 15	12 6 3.75

		5						
משקל [gr]	50	45.3	160	-	250	1000	2400	212
יכולת שליטה על מצנח	-	-	-	+	-	-	-	+
servos	9	6	6+	16	10	10	10	10
מדי תאוצה	X3	X3	X3	X3	X3	X3	X3	X3
מערכת ניווט	+	+	+	+	+	+	+	+
gyro	X3	X3	X3	X3	X3	X3	X3	X3
GPS	+	+	+	+	+	+	+	+
יכולת שליטה על מטעד	-	-	-	+	-	+	+	+
יכולת שליטה על מטעד משני	-	-	-	-	-	-	-	+

טבלה23 השוואה בין תכונות שבבי אוויוניקה

אמנם, לשוק יש הרבה חברות ולהן יש הרבה שבבים שמציעים מגוון רחב של נתונים ויכולות אולם רק שבב אחד משך את תשומת ליבנו . וזאת מכיוון שהוא היחיד שהייתה לו האופציה לשליטה על מערכת מטעד משנית ועבורנו זה רלוונטי וחשוב כיוון שבאמת יש לנו מטעד משני.

אם כן, מערכת האוויוניקה שנבחרה הינה: מערכת ה- Piccollo II מחברת Cloud Cap Technology.

הנתונים של מערכת זו מובאים כאן:

- Exceptional integration and processing power from the MPC555 main processor.
- Small size: 4.8” x 2.4” x 1.5”

- Weight 212 grams (7.5oz) with radio, GPS and enclosure. 90 grams (3.1oz) without radio and enclosure.
- 3-axis rate and acceleration measurements.
- Deadman's switch for safety.
- Expandable using the external interface or daughter board connector.
- Complete hardware integration including sensors, data link, and servo drivers.
- Wide range of software support, including complete end-user programmability.
- Reference software design for ground station and simulation tools.
- Fully autonomous or pilot in the loop operation.
- Capable of being installed in multiple attitudes.
- Capable of integrating a secondary payload serial board.

כאמור, זהו השבב הנבחר. אולם כעת יש לקחת בחשבון מספר פרמטרים הנדרשים כדי באמת להתקינו על הכטב"ם וכדי שהוא יעבוד.

קודם כל חשמל. השבב שלנו צורך 2 הזנות חשמל שונות:

- 1. 8 to 20V DC (3.6 Watts at 12 Volts nominal) input power

זה חשמל לתפעול המעבד הראשי של השבב.

- 4.8 to 7V DC לצורך תפעול ה-servos .

לשם זה אנחנו נשתמש ב-2 חבילות בטריות נטענות (battery packs) האחת של ACELL 15 והשנייה של ACELL 6 ושניהם מסוג NIMH.

גודל הבטריות עצמן הוא: משקל = 125 גר'. קוטר = 26.5 ממ'. אורך = 98 ממ'. מהם אנו יכולים להרכיב את החבילות השונות לפי איזה סידור שיתאים לנו על פי מיקום הבטריות בגוף הכטב"ם.

אנטנות: לצורך הפעלת השבב יש צורך ב-2 אנטנות. האחת היא אנטנת תקשורת והיא צריכה להיות בקשר עם תחנת הממסר הקרקעית השולטת על כלי הטיס. האנטנה השנייה הינה אנטנת ה- GPS שהיא בעצם לצורכי ניווט וקביעת מהירות.

2 דברים חשובים יש לשמור כאשר מתקינים את האנטנות: 1. מקסימום הפרדה בין שתי האנטנות. הן צריכות להיות מותקנות רחוק אחת מהשנייה כמה שיותר. 2. אנטנת ה- GPS צריכה להיות ממוקמת כך שיהיה לה נוף לא חסום של השמיים.

מידות האנטנות:

פרמטר	אנטנת GPS	אנטנת תקשורת
תחום תדרים	2.4 GHz	902-928 MHz
קוטר	3.12 [ס"מ]	8.22 [ס"מ]
גובה	1.4 [ס"מ]	3.2 [ס"מ]

טבלה24 מידות אנטנות GPS ורדיו

ישנם כמובן כמה דרכים להתקין את האנטנות ואנו בחרנו בדרך שהיצרן המליץ עליה, כאשר אנטנת ה-GPS בצידו האחורי העליון של הכטב"ם ואילו אנטנת התקשורת בדיוק מתחתיה בחלקו התחתון של הכטב"ם.

9.3. **זביל**

הזביל הוא חלק בלתי נפרד מהכטב"מ וממנו משוגר הכטב"מ, דבר הנותן את האפשרות לשגר את הכטב"מ מהאויר, מהים או מהקרקע.

דרישות:

- יכולת שיגור מהקרקע, אויר וים
- קל לתפעול
- קומפקטי וקל
- אחזקה פשוטה

מאפיינים:

- מידות: 0.4*0.4*3.0 .עובי דופן 5 מ"מ.
- החומר שממנו עשוי הזביל הוא החומר המרוכב גרפיט אפוקסי.
- חיזוקים במרווחים של 60 ס"מ בצורת טבעת עוטפת, סה"כ ארבעה חיזוקים.
- מכיל בחלקו הקדמי את הכטב"מ ובחלקו האחורי את המנוע הרקטי המחובר לכטב"מ
- בעל אפשרות של שימוש חוזר ע"י החלפת הבוסטר.
- בעל שני פתחים: הקדמי נפתח ע"מ לאפשר את יציאת הכטב"מ,נפתח בעת תחילת פעולת

המנוע

- אפשרויות לפתיחה:תריס, שתי דלתות או צמצם.
- הפתח האחורי נפתח בכדי לאפשר את יציאת הגזים הנוצרים בעת פעולת המנוע.
- ישנן שתי אפשרויות לפתיחה:
- האחת פתיחה ברגע תחילת פעולת המנוע
- והשנייה התקנת שובר לחץ שיפרוק ברגע שהלחץ יעלה על ערך מסוים. מה שמוביל את הכטב"מ אלו שתי מסילות בעלות בטן המותאמת לתחתית הכטב"מ. ומרופדת בחלק העליון בגלגלים קטנים המאפשרים את ההחלקה המבוקשת.

9.4. מטעד

למעשה תכליתו של כטב"ם זה הוא צילום.

בחנו מספר מטעדים ממספר חברות כגון תעשיה אווירית, קונטרפ.

השוונו את היכולות האופטיות,המימדים והמשקל כפי שמראה הטבלה הבאה:

פרמטר	שם המטעד ושם היצרן				
	D-stamp/d controp	D-stamp/n controp	Esp-1h controp	Pop-200 IAI	Mini-pop IAI
weight	750 gr	950 gr	8 kg	16.5 kg	6 kg
dimensions	125x160(l)	125x160(l)	283x415	260x380	
pitch	+70 to -40°	+70 to -40°	+10 to110 °		
zoom	X10		X6	X16	X25
Field of view	5.2x4.2 ° 38x48 °	14x10.5 °	1.5 to 26 °	1.7x1.3 ° 22x16 °	
Altitude	3,000 ft	<3000 ft	20,000 ft		

טבלה25 השוואה בין תכונות מטעדים

בחרנו את המטעד D-stamp של חברת CONTROP כאשר לטובת הכטב"ם יהיו שני מטעדים:אחד עבור ליום והשני עבור הלילה. משקל המטעד נמוך יחסית לשאר המטעדים שנבחנו ובעלי אותה יכולת צילום.

הטבלה הבאה מציגה את יכולות הצילום של המטעד הנבחר:

מטעד יום:

יכולת	מרחק (רגל)	
	אדם	רכב
גילוי (2 פיקסלים)	13000-16250	26000-32500
הכרה (6 פיקסלים)	4400-5400	8700-10900
זיהוי (12 פיקסלים)	2200-2700	4400-5400

טבלה26 יכולות צילום מטעד CONTROP יום

מטעד לילה:

יכולת	מרחק (רגל)	
	אדם	רכב
גילוי (2 פיקסלים)	3500-4600	6900-9200
הכרה (6 פיקסלים)	1200-1600	2300-3100
זיהוי (12 פיקסלים)	600-800	1200-1600

טבלה27 יכולות צילום מטעד CONTROP לילה

9.5. המנוע הרקטי

תפקידו של המנוע הרקטי הוא לתת לכטב"מ מהירות וכיוון התחלתיים ע"מ שיגיע לגובה הרצוי,עדיין ללא פתיחת כנפיים וללא שימוש במנוע, וע"י כך לחסוך בדלק מתוך הנחה שבמהלך הנסיקה השימוש בדלק ע"מ לקבל אנרגיה פונטציאלית הוא גדול.

המנוע שתוכנן הוא מנוע הודף מוצק.

חישובים:

Now we'll calculate rocket's (booster) estimated path.

The angle of launch is 45^o :

$$du = -u_{eq} \cdot \frac{dm}{m} - \frac{D}{m} dt - g \cdot dt \quad ; \quad u_{eq} = I_{sp} \cdot g_o$$

Let's integrate this equation numerically with steps of Δt :

$$\Delta u = u_{eq} \cdot \ln \frac{m_1}{m_2} - \frac{\overline{D}}{\overline{m}} \Delta t - g \cdot \Delta t$$

$$m_2 = m_1 - \dot{m} \cdot \Delta t \quad ; \quad \overline{m} = \frac{m_1 + m_2}{2} \quad ; \quad \overline{D} = 0.5 \rho_1 u_1^2 C_D A_f ;$$

$\Delta u_{x,} \Delta t \to \Delta x ; \Delta u_{y,} \Delta t \to \Delta y \Rightarrow$ The path of the rocket.

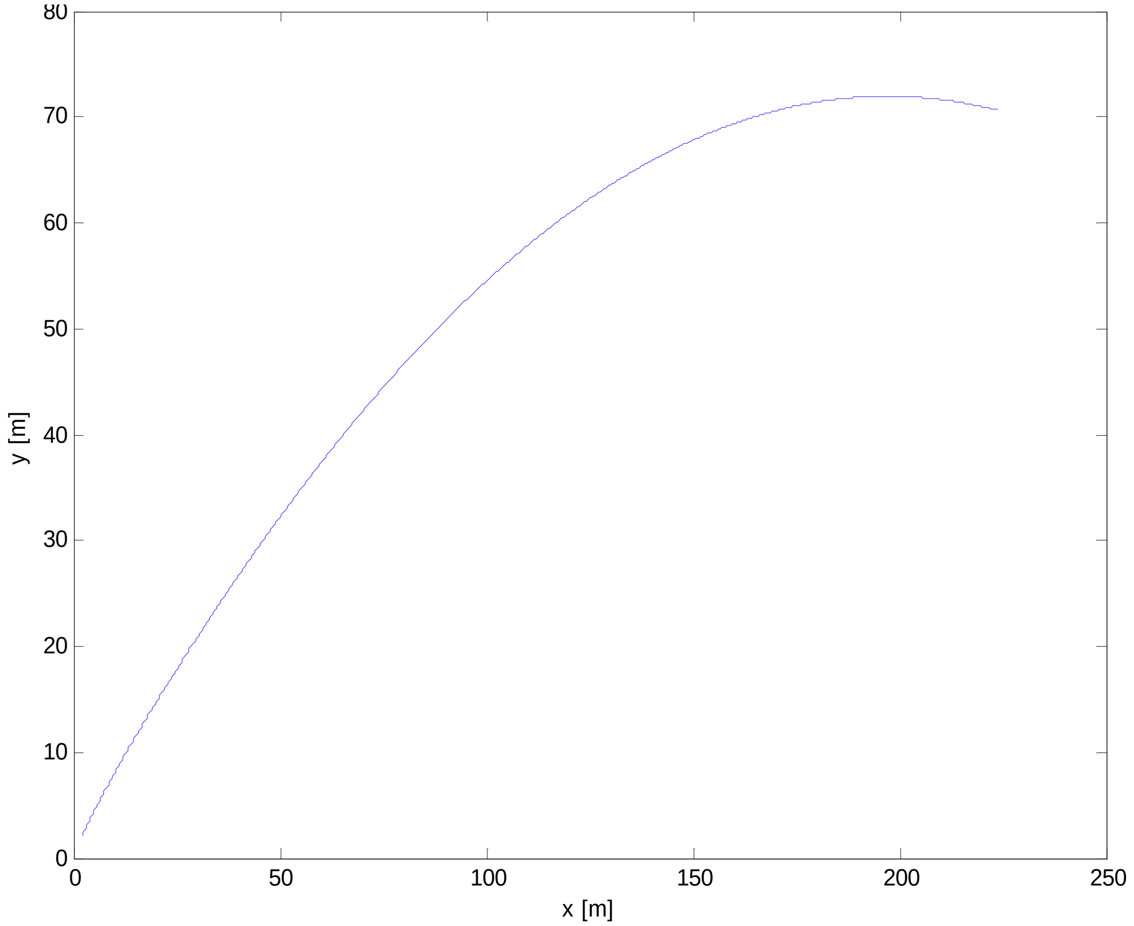
$$\left. \begin{array}{l} t_b = 1[\sec] \\ m_p = 1.8[kg] \end{array} \right\} \Rightarrow$$

This information was found by iterations (in Matlab) of the flight path.

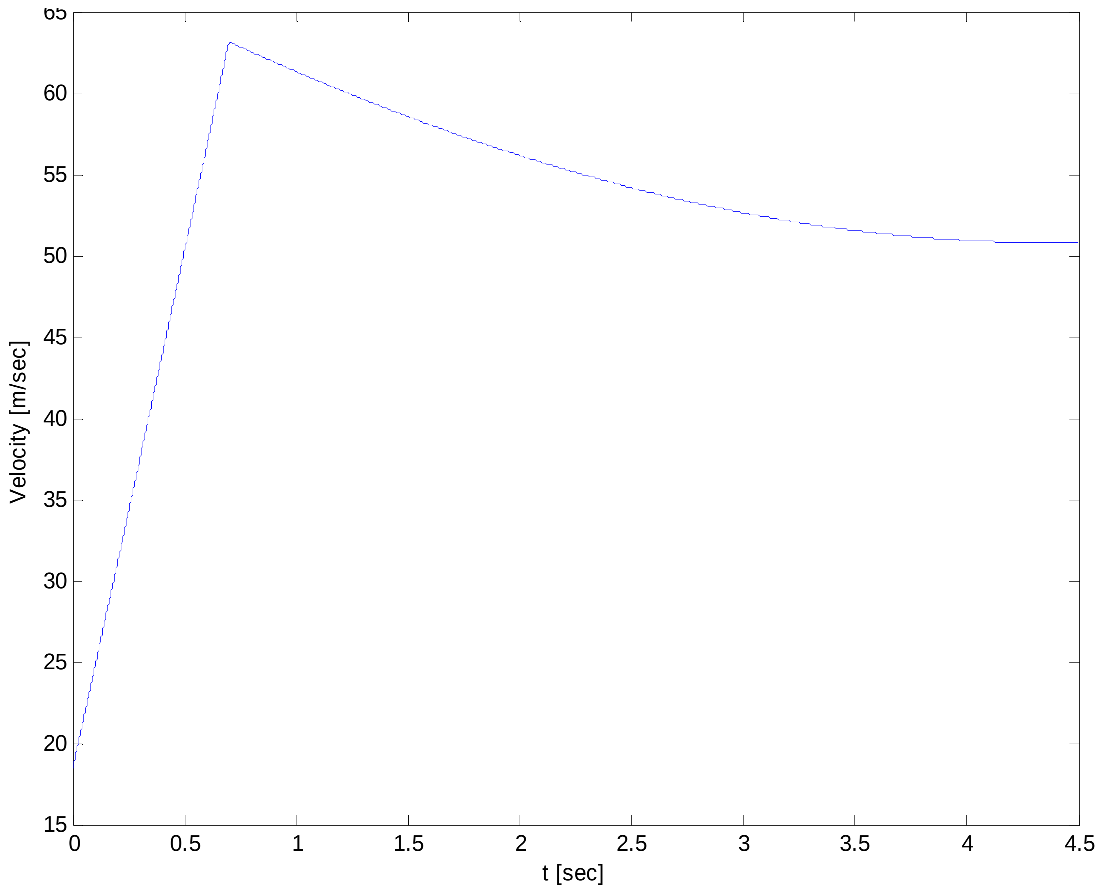
$$\dot{m} = \frac{m_p}{t_b} = 1.8[kg/\sec];$$

$$\Rightarrow A_t = \frac{C^* \cdot \dot{m}}{P_c} = \frac{1530 \cdot 0.288}{68 \cdot 101325} = 4.012 \cdot 10^{-4}[m^2];$$

$$\Rightarrow d_t = 22.6[mm] \Rightarrow d_e = d_t \cdot \sqrt{8.87} = 67.3[mm];$$



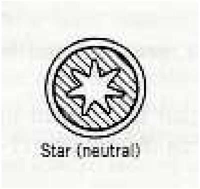
גרף30 מסלול טיסה בשלב ההאצה מהזביל



גרף31 מהירות טיסה כתלות בזמן בשלב ההאצה מהזביל

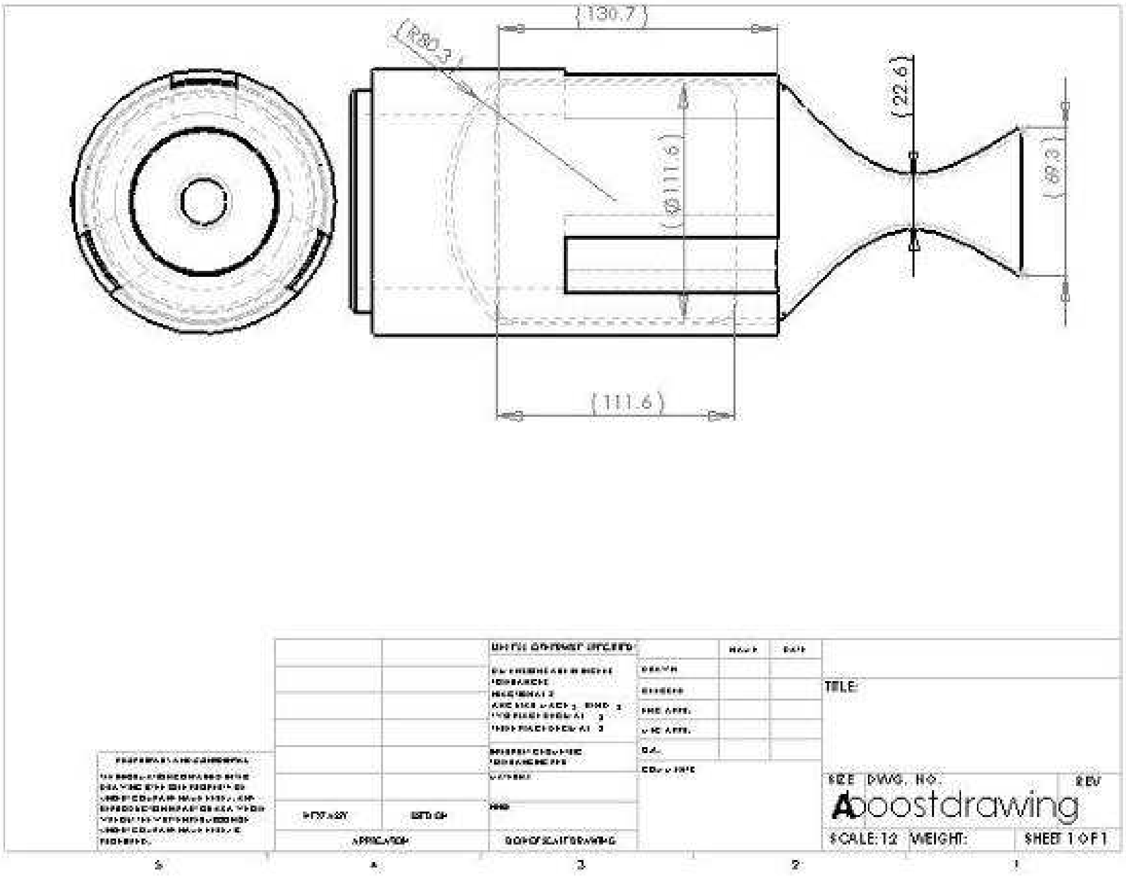
ניתן לראות כי המנוע מגיע לגובה של 235 ft ומרחק של 645 ft וזאת ב 4.3 שניות. מהירות השיגור בזמן זה כ 100 קשר.

השימוש בהודף בצורת כוכב :

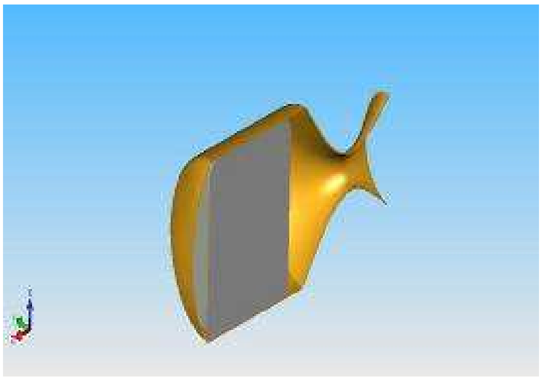


איור53 הודף בצורת כוכב

שירטוט:



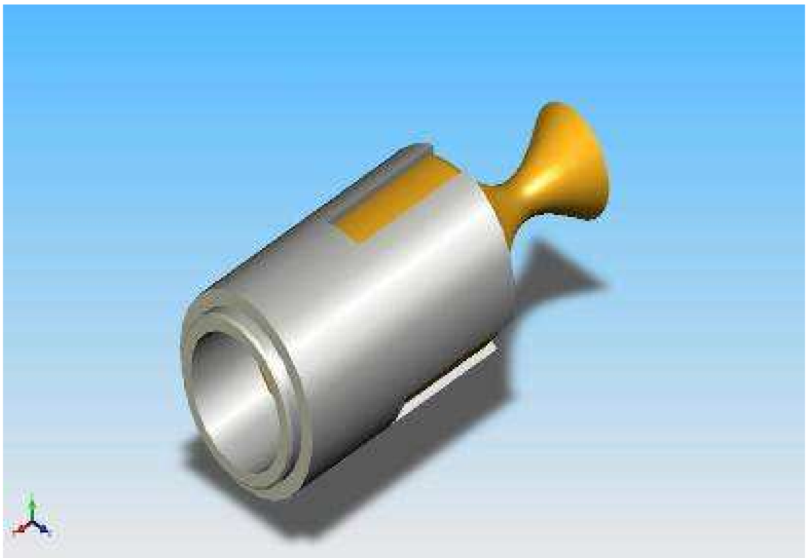
איור54 מידות מאיץ רקטי



איור55 חתך מאיץ רקטי

איור56 מאיץ רקטי מבט חיצוני

המנוע מחובר לכטב"מ ע"י מתאם המוצג בתמונה הבאה וביניהם מחיצה אשר תפקידה לחסום את החום מהמנוע:



איור57 מאיץ רקטי ומתאם לכטב"ם

9.6. מנוע

כטב"ם, כמו כל מטוס, לא מסוגל לטוס ללא מנוע. במקרה שלנו, ההמראה/שיגור מבוצעים מתוך זביל ובעזרת מנוע רקטי מוצק (מר"ם). מרגע סיום פעולת המר"ם וניתוקו מהכטב"ם, מתחיל לפעול המנוע והוא זה שאחראי לטיסת המטוס עד לסיום המשימה. המנוע הדרוש והמתאים לנו הוא זה אשר מספק את התכונות והביצועים החיוניים והחשובים לביצוע המוצלח של משימת הכטב"ם. לכך יש מספר תנאים:

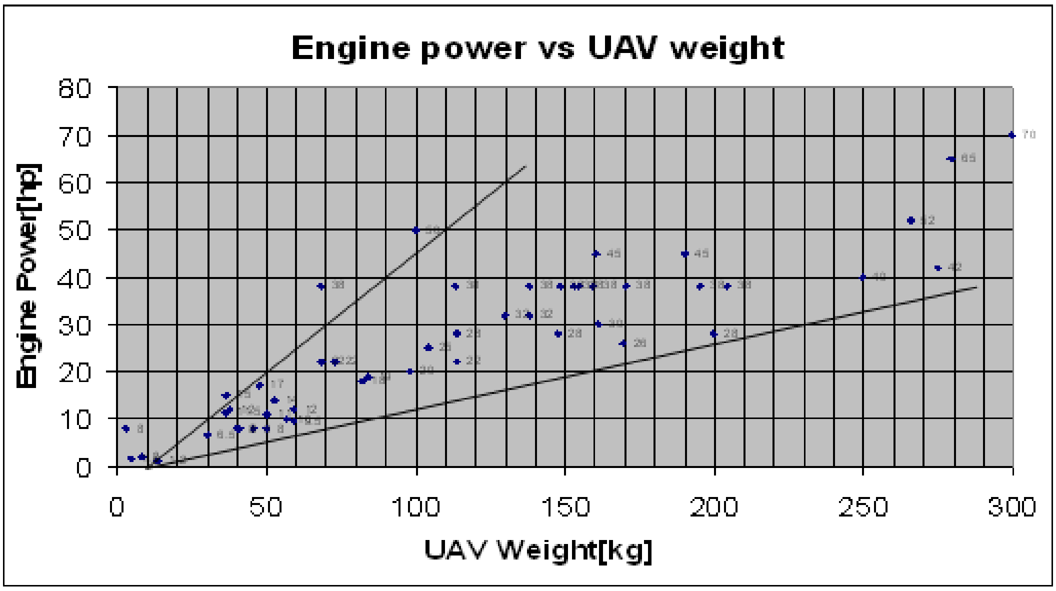
- הספק (דחף) המנוע צריך להתאים להטסת המטוס בכל תנאי המשימה.

- (מהירות, גובה, זמן שהייה)
- חיוני כי משקל המנוע יהיה קטן ככל הניתן תוך עמידה בתנאי הקודם של ההספק.
- המנוע צריך להיות מספיק קומפקטי, ז"א בעל נפח קטן ככל הניתן, כך שיתפוס מקום מינימאלי ולא יגביל את התכן מבחינת נפח המטוס.
- נרצה מנוע בעל SFC וספיקת דלק נמוכים כך שמשקל המטוס הכולל לא יהיה גדול מדי בשל עודף דלק.

על מנת לקיים את התנאים הנ"ל בצורה מלאה ואופטימאלית יש לתכנן מנוע מקורי משלנו, אולם הפרויקט עוסק בתכן ואינטגרציה של כטב"ם ולכן ביצענו סקר על שוק המנועים שמשמשים כטב"מים.

9.6.1. סקר שוק

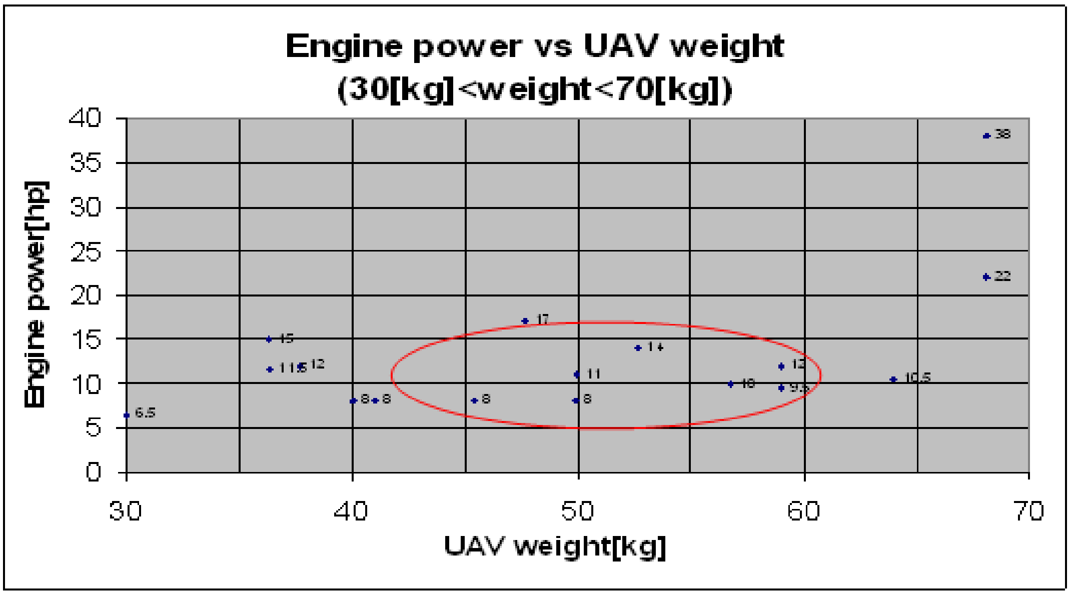
קיבלנו דפוס "התנהגות" וקשרים בין גודל/משקל כטב"ם, הספק מנוע, משקל מנוע ועוד. על סמך דרישות הלקוח לביצועים (כמו שהוזכר בתחילת הדו"ח) ,חישוב ההספק הדרוש של המנוע הנובע מהם, ומגבלת המשקל הנתונה, בררנו מתוך שלל המנועים שסקרנו מספר מנועים שמקיימים את הדרישות הנ"ל ועומדים בסטנדרטים שקבענו. בעמוד הבא נראה את הנתונים המרכזיים שבדקנו בסקר, והם הספקי המנועים כפונקציה של משקלי כטב"מים קיימים שמונעים בעזרתם.



גרף32 הספק מנוע לעומת משקל כטב"ם

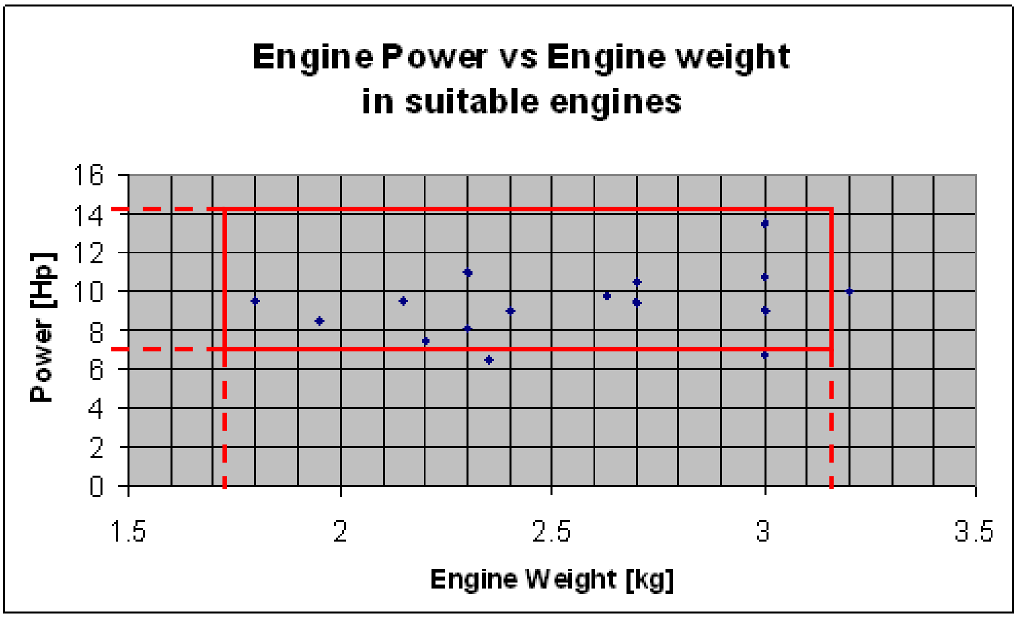
בגרף רואים חוקיות, שמוגדרת על ידי "משפך", שתוחם את רוב נקודות הגרף. בשל הדרישה

הראשונית למשקל כטב"ם של 50 ק"ג, התרכזנו בכטב"מים שמשקלם בסביבות משקל זה. להלן גרף שמתמקד בכטב"מים במשקל 30-70 ק"ג :



גרף33 הספ מנוע לעומת משקל כטב"ם- התמקדות

בגרף זה רואים כי כטב"מים בסביבות המשקל 50 ק"ג מונעים ע"י מנועים בעלי תחום הספקים של בערך8-17 כוחות סוס (HP). זו מסקנה חשובה שבעקבותיה בנינו את הגרף הבא של הספק מנוע כנגד משקל המנוע, כדי לראות מהו המשקל מנוע שמתאים לכטב"ם שלנו, וכמובן באילו מנועים להתמקד בבחירה הסופית של המנוע שיטיס את Monguard.



גרף34 הספק מנוע ומשקל מנוע

כאן ניתן להבחין כי מנועים שכלולים בתחום ההספקים, שצוין לעיל, נמצאים בתחום המשקלים, הצר יחסית, של 1.5-3.5 ק"ג. בעקבות תוצאות אלו ריכזנו את כל המנועים, שנבלעים בתחומים המתאימים של הספק ומשקל מנוע, בטבלה הבאה:

Engine Model	Weight[kg]	FF (Fuel Flow)	Power [hp]
Quadra Aerrow-Q100M	3.8	-	9.5-12.0
Quadra Aerrow-A150B	3.75	-	13.5-17.0
Lightning Aircraft Engines-108D2	3.2	-	10
Quadra Aerrow-Q100RSS	3	-	11.5-16.0
Quadra Aerrow-Q100B	3	-	9.5-12.0
Quadra Aerrow-Q75M	3	-	8.0-10.0
Quadra Aerrow-Q65M	3	-	6.8
3W -106i B2	2.865	4550 [gr/r]-estimated At 8500 RPM	10.5
Quadra Aerrow-Q1000B	2.7	-	9.4
Desert Aircraft -DA-100	2.63	4250 [gr/hr] At 6000 RPM	9.8
Quadra Aerrow-Q75B	2.4	-	8.0-10.0
BERNARD HOOPER ENGINEERING LTD-88-H	2.35	2,420 [gr/hr]	6.5
3W -80Xi Single	2.3	-	8.1
3W -70US Single	2.2	-	7.5
ZDZ Model Motors -100 NG	2.15	-	9.5
ZDZ Model Motors -80 RV	1.95	-	8.5
ZDZ Model Motors -80 RV-J Super	1.8	-	~9.5

•The lack of the FF property is because this engines are very small and used in flying-models, in which this information isn't so important so the manufacturers don't provide it, usually.

טבלה28 מנועים מתאימים לדרישות הספק ומשקל

בטבלה זו כלולים שמות המנועים (ושם היצרן), משקלם, ספיקת הדלק בהם, והספקם.

כמו שכתוב בהערה שמופיעה מתחת לגרף, הנתון לגבי ספיקת הדלק חסר ברוב המנועים. זה, משום שאילו מנועים קטנים, שמשמשים טיסנים בהם מידע זה לא כל כך חשוב, לכן היצרנים לא טורחים לבדוק מידע זה. לנו המידע הזה חשוב כי הוא קובע את משקל הכטב"ם וגם את שהייתו באוויר. הספקי המנועים שמופיעים בטבלה מתאימים לחישובים שבוצעו בתחום ביצועי הטיסה.

9.6.2. בחירת מנוע

אחרי בדיקות והשוואות רבות, תוך כדי שמירה על התכונות הרצויות מהמנוע, הגענו למסקנה שהמנוע שהכי מתאים לנו מתוך כלל המנועים שנסקרו הוא מנוע שתי פעימות של חברת Desert Aircraft מדגם DA-100. להלן מפרטו :

DA-100 Specifications:

Displacement: 6.1 ci. (100cc)
Output: 9.8 hp
Recommended Props:
2-blade: 26x12, 27x10, 28x10.
3-blade: 24x12, 25x12, 26x12.
Weight: 5.8 lbs (2.63 kilos)
Length: 6.5" (162.5mm)
Width: 11.45" (290.8mm)
Bore: 1.6771" (42.6mm)
Stroke: 1.3779" (35mm)
Typical RPM: 1,000 to 6,700
8,500 max RPM
Fuel Draw: 2.5 oz/min at 6,000 RPM.
2-stroke.

איור58 מנוע נבחר – DA 100

זהו מנוע קל וקטן יחסית, שנותן את ההספק שנדרש ממנו (כ-10 כוחות סוס) ויש מידע על ספיקת הדלק שלו (4.25 kg/hr at 6000 RPM). חישובי ביצועי הטיסה מראים כי מנוע זה מספק את השהייה הרצויה, ובנוסף ידוע כי זה מנוע שניתן לסמוך עליו (חברת מנועים אמינה).

9.6.3. השקטת מנוע

כאן נציג את מקורות הרעש העיקריים והחשובים ביותר בכטב"מים. בהמשך נציג את הבעיות שנגרמות עקב הרעש. נראה איך ניתן לטפל בבעיות הנ"ל שקשורות במנוע, ונסקור את הפתרונות הקשורים לפרויקט שלנו.

9.6.4. המנגנון ליצירת קול:

מטוס נע הכולל פרופלור יוצר דחיסה והתפשטות של אוויר וזה יוצר תנועה של "מולקולות אוויר". תנועה זו מתקדמת באוויר כגלי לחץ. אם גלי לחץ אלו חזקים מספיק ובתחום התדרים הנשמע, ייווצר קול.

9.6.5. הגורמים לרעש:

תחילה נזכיר כי אנו נדון בבעיות רעש שחשובות ורלוונטיות בכטב"מים.

קיימים כמה מקורות רעש במטוס:

- הפרופלור.
- המנוע (צינור מפלט בעיקר) ועוד רעשים מכניים.
- רעש אווירודינמי.

9.6.5.1. הפרופלור:

הפרופלור יוצר (במקרה הרע) גל הלם על- קולי בכל קצה להב שלו כשהשילוב של אורך להב ו-RPM מנוע מביאים לכך, שהחלק הקיצוני ביותר של כל להב נע בערך במהירות הקול. גל הלם זה הורס לגמרי את יכולת ייצור הדחף של החלק הנ"ל של הלהב, וגורם ליצירת רעש עצום. בנוסף, הפרופלור גורם למכות אוויר שפוגעות בגוף המטוס ויוצרות רעש.

9.6.5.2. פליטת המנוע:

רוב רעש הפליטה נוצר ע"י התפשטות פתאומית של גזים נורא חמים לאוויר הקר. מרכיב חשוב אחר של רעש הפליטה הוא פגיעת גל ההלם של כל פעימת מנוע במתכת הדקה שמרכיבה את הדופן של צינור הפליטה.

9.6.5.3. רעש אווירודינמי:

הרעש נגרם עקב ירידת הלחץ בשל מהירות הזרימה, הטורבולנטיות, הדליפות והויברציות (תנודות) שנוצרות ע"י הבליטות בגוף המטוס.

9.6.6. הסיבות לכך שרעש מפריע:

בראש וראשונה הרעש מתריע את האויב בזמן של משימות מעקב ומודיעין, ומושך את תשומת ליבו לכטב"ם. בנוסף, הרעש מפר את השקט והשלווה במקומות מגורים בשטח שלא של אויב, במיוחד בהמראה ונחיתה. זאת ועוד, הרעש גורם לרעידות שמפריעות לפעולה תקינה של המטעד והנשק שמותקנים על הכטב"ם.

9.6.7. טכניקות להפחתת הרעש:

כעת, נזכיר מספר שיטות להשקטת מנוע ובהמשך נרחיב לגבי כמה מהן.

- הפחתת מהירות סיבוב הלהבים ובכך הקטנת מהירות קצות להב והפחתת האנרגיה שנובעת ממכות האוויר שמגיעות מהלהבים.
- הוספת להבים נוספים לפרופלור.
- הפחתת עובי הלהבים ואורכם.
- משיכת קצות הלהבים אחורה.
- התאמת הפרופלור בדיוק למשימה. (תכונות פיסיקליות וגיאומטריות)
- דוד עמעם (Muffler) למטוסים.

- הבאה למינימום של השינויים בהספק המנוע.
- הפחתת הספק המנוע.
- חיפוש אחר מנוע שקט מאוד. (חשמלי או אחר)
- פתרון של שני מנועים נפרדים, אחד עבור המראה ונחיתה והשני עבור השיוט.
- שינויים בגוף המטוס כך שיהיה יותר אווירודינמי וחלק.
- טיסה בגובה רב מאוד.

9.6.8. הפתרונות להפחתת רעש שרלוונטיים לכטב"ם שלנו:

- הפחתת מהירות הפרופלור ואורך ועובי הלהבים.
- התאמת הפרופלור שיתאים בדיוק למשימה.
- דוד עמעם למטוסים.
- הבאה למינימום את השינויים בהספק המנוע.
- שינויים בגוף המטוס.

במסגרת הפרויקט הזה התאפשר לנו להתעסק בשני פתרונות- דוד עמעם ופרופלור.

9.6.9. דוד עמעם- The Muffler

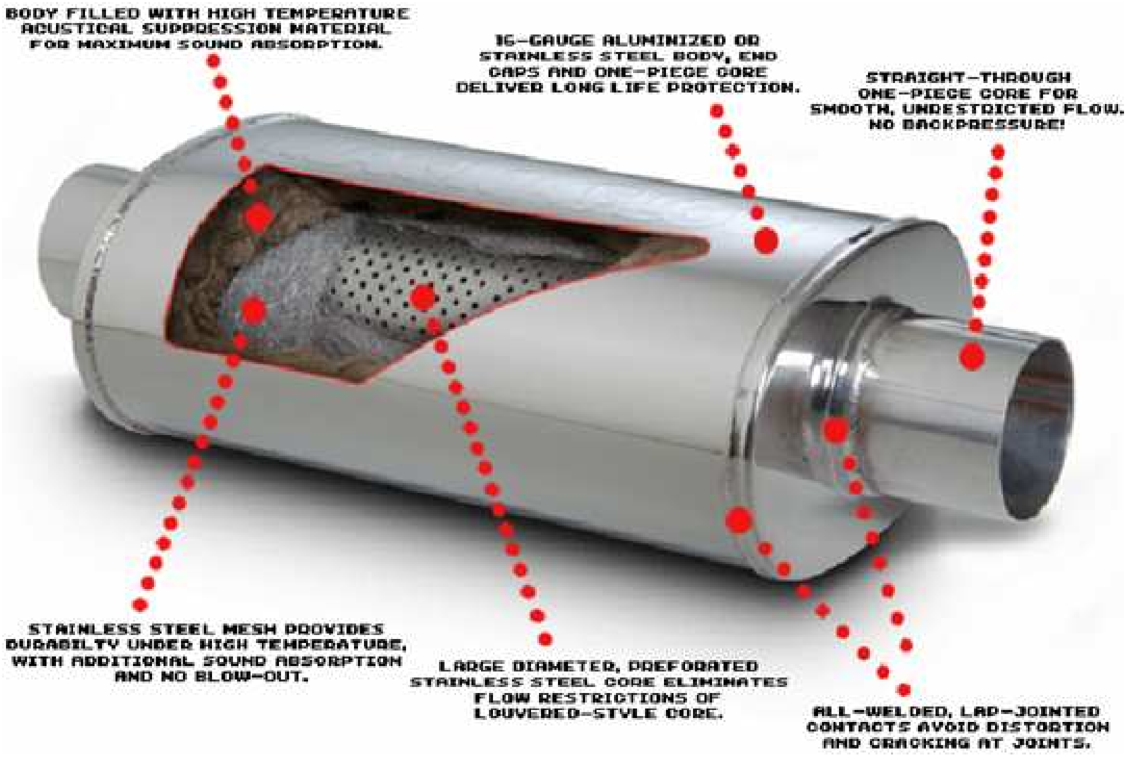
9.6.9.1. עקרונות בסיסיים:

המטרה העיקרית של דוד עמעם היא לדכא את הפולסים האקוסטיים שמיוצרים ע"י תהליך השריפה (במנוע). גל ההלם בעל עוצמה גדולה שמיוצר ע"י הבעירה במנוע מתקדם לאורך צינור הפליטה ומקרין מקצה הצינור. הפולס חוזר על עצמו בתדירות "הירי" של המנוע שמוגדרת ע"י 120/(מס' הצילינדרים* RPM מנוע) = f בשביל מנוע ארבע פעימות. מרכיבי תדירות רעש הפליטה נשלטים ע"י פולס בתדירות ירי המנוע, אבל מכילים גם מרכיב שנשלט ע"י תדירויות גבוהות יותר. דודי העמעם מתוכננים להפחית רעש בתדירויות בהם נמצאת רוב האנרגיה של הפולסים. ניתן להפחית גלי קול שמתקדמים לאורך צינור ע"י דוד עמעמם דיסיפיטיבי או ריאקטיבי.

9.6.9.1.1. דוד עמעם דיסיפיטיבי:

Muffler מסוג זה משתמש בחומרים סופגי קול, כדי להקטין את האנרגיה של התנועה האקוסטית בגל תוך כדי שהוא מתקדם דרך הדוד. זו שיטת ההשקטה הפשוטה והאינטואיטיבית ביותר. קיים שימוש במבנה פשוט מאוד הכולל גליל בתוך גליל כשביניהם שכבת בידוד העשויה מפיברגלאס או צמר פלדה.

איור59 דוד עמעם דיסיפטיבי

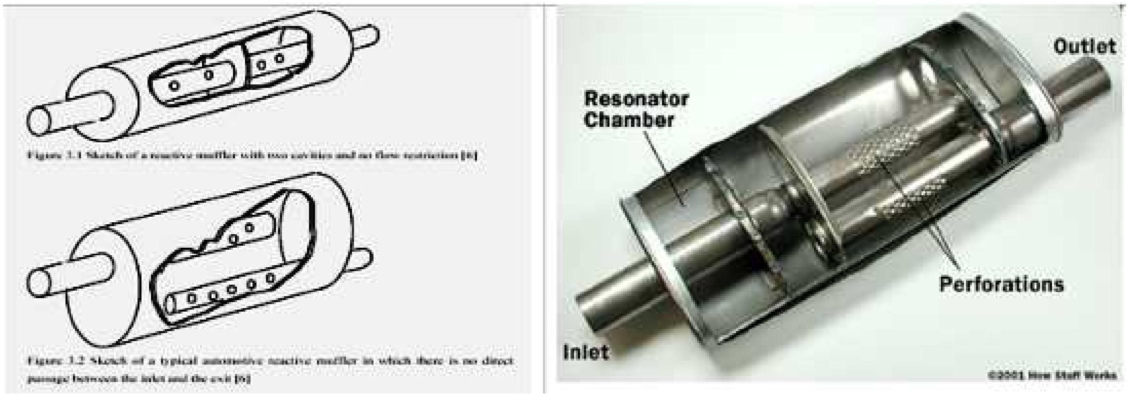


איור60 דוד עמעם דיסיפטיבי – תיאור פנימי

9.6.9.1.2. דוד עמעם ריאקטיבי:

משתיק ריאקטיבי מחזיר את גלי הקול חזרה לעבר מקורם ומונע מעבר קול דרך הצינור. התכנון של Muffler מסוג זה מבוסס על הרסונטור של הלמהולץ או על תא התפשטות. בתכנון של הרסונטור של הלמהולץ תא חלול קטן (Cavity) מחובר לצינור הפליטה. בתדירות מסוימת תיווצר תהודה בתא הקטן והגלים בצינור הפליטה יוחזרו כלפי מקורם או יוחלשו בגלל ההתאבכות ההורסת.

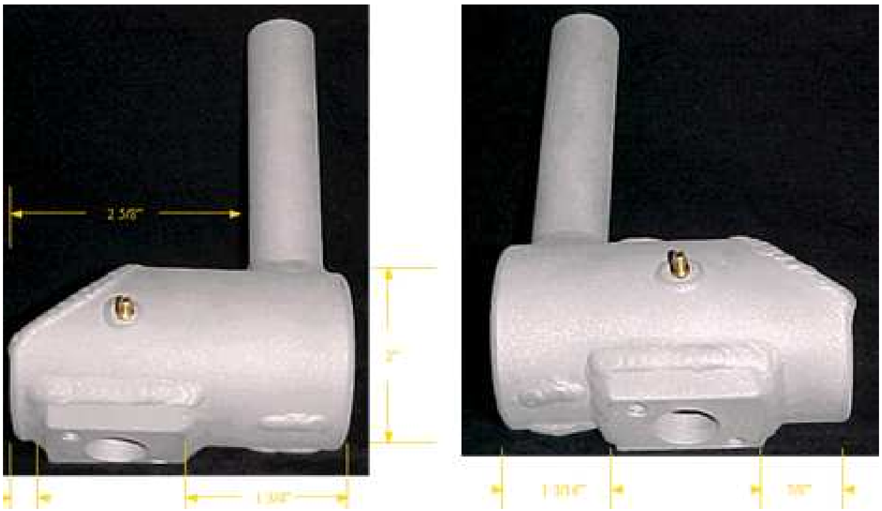
קיימות גם תדירויות שהרסונטור לא משפיע עליהן ולכן קיימים דודי עמעם בהם יש מספר רסונטורים בגדלים שונים כדי שישפיעו על ספקטרום רחב של תדירויות. בתכנון תא ההתפשטות, הגלים מוחלשים ע"י התפשטות פתאומית של שטח חתך הצינור, זה גורם להאטת הגז הזורם ולכן להקטנת האנרגיה של הזרימה (פחות אנרגיה ← פחות רעש). בסוג זה של תכנון האטנואציה של הרעש קטנה מתכנון הרסונטור של הלמהולץ אבל בעלת פס רחב של תדירויות.



איור61 דוד עמעם ריאקטיבי

9.6.9.2. דוד עמעם הנבחר:

בדקנו את האפשרויות לבחירת דוד עמעם שיתאים למנוע שלנו תוך כדי שמירה על פשטות. מצאנו Muffler שמתאים לנו מבחינת גודלו והיותו מותקן במנוע שכמעט זהה למנוע שלנו (9.2 HP- BME 105 CC, שוקל 4.4 lb).



איור62 דוד העמעם הנבחר

9.6.10. פרופלור

9.6.10.1 עקרונות בסיסיים:

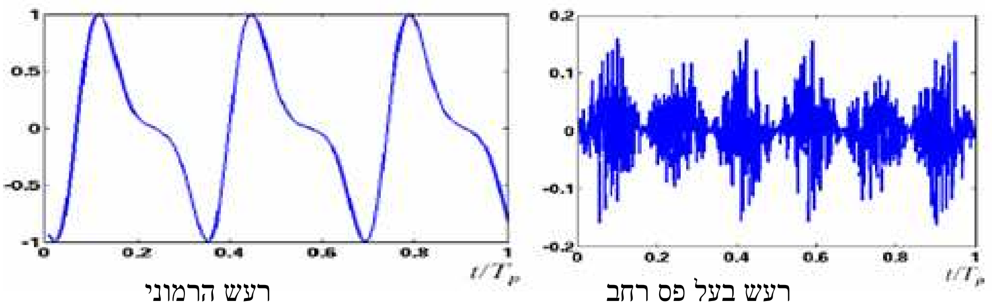
חתימת הרעש של פרופלור מורכבת מהרעש שנפלט מלהבי הפרופלור.להבים מסתובבים פולטים שני סוגים שונים לגמרי של חתימות אקוסטיות:

- o רעש הרמוני:

מקורות שחוזרים על עצמם בדיוק, בזמן סיבוב הפרופלור.

- o רעש בעל פס רחב (תחום תדרים רחב):

רנדומאלי, לא מחזורי, אות שנגרם ע"י זרימה טורבולנטית על הלהבים.



רעש הרמוני   רעש בעל פס רחב

איור63 רעש הרמוני ורעש בפס רחב

9.6.10.2 רעש הרמוני:

המקורות העיקריים לרעש תלויים במהירות קצה הרוטור ובתנאי הזרימה בהם הפרופלור פועל. הסיבות לרעש הן:

- o שינויים בכוחות הקבועים (גרר ועילוי) ש"נראים" ע"י צופה מבחוץ. (מקור רעש חלש יחסית)
- o זרימה לא אחידה ומעוותת גורם לשינויים בזווית ההתקפה בכל להב.
- o הקטנת מהירות הזרימה כלפי הלהב גורמת לשינוי פתאומי בזווית ההתקפה על הלהב וזה גורם לשינוי מהיר בהעמסה על הלהב, שינוי זה בזמן מייצר רעש.

9.6.10.3 רעש בתחום תדרים רחב:

- o נגרם כתוצאה משינויים רנדומאליים בהעמסה על להבי הפרופלור שנוצרים מתוך האינטראקציה בין הלהבים לזרימה הטורבולנטית.
- o המקור המשמעותי ביותר כאן, הוא השינוי המהיר של שכבת הגבול בשפת הזרימה של הלהב, שנוצר ע"י הטורבולנציה של הזרימה על הלהב עצמו (רעש שפת הזרימה).

איור64 אזור טורבולנטי על פני שפת הזרימה של פרופיל

9.6.10.4. פתרונות להפחתת רעש

- כללי:

ניתן לשנות את תנאי הפעולה להפחתת רעש. ההפחתה המשמעותית ביותר ברעש היא ע"י הקטנת מהירות קצה הלהב. ההפחתה צריכה להיעשות עבור דחף נתון מסוים, ומתוך הנוסחה לדחף: [2^(Tip speed)*/(Disk area)] נסיק כי ההפחתה תיעשה ע"י הגדלת שטח הדיסק (כביכול) ופעולה ב-PRM נמוך יותר.

9.6.10.5. פרמטרי תכנון הלהב שמשפיעים על הרעש:

- משיכת קצה הלהב:

הגדלת משיכת קצה הלהב מפחיתה את הרעש כשהמאך בקצה הלהב הוא גבוה וזה כי המשיכה מחלישה את הגל הלם שקשור לרעש. המשיכה יכולה להפחית גם את הרעש שקשור בהקטנת מהירות פתאומית על הלהב, אם הקטנה זו מתרחשת על קו רדיאלי.

- עובי הלהב:

רעש שנובע מעובי להב חשוב במס' גבוה בקצה הלהב. הקטנת נפח הלהב בקצהו מועיל כשמס' מאך בקצה הלהב עולה על 0.7.

- צורת הלהב וחתך הפרופיל:

בצורה כללית, פרמטרים אלו משפיעים יותר על הביצועים האווירודינמיים של הפרופלור מאשר על הרעש.

- מספר הלהבים:

להספק נדרש ידוע, הגדלת מס' הלהבים מקטינה את הרעש בתדרי המעבר של הלהבים. לצערנו הרעש של הפס הרחב בתדרים הגבוהים, פרופורציונאלי למס' הלהבים, ולכן ככל שנגדיל מס' הלהבים, כך יגדל רעש זה.

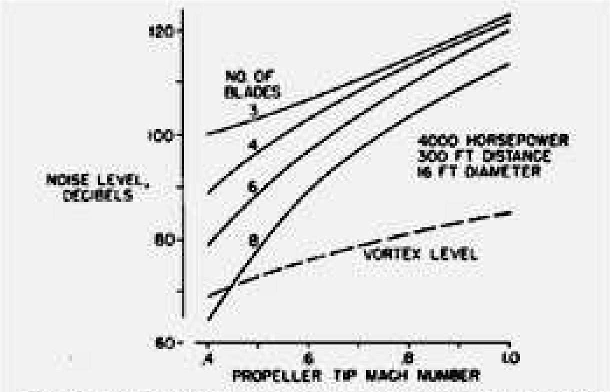
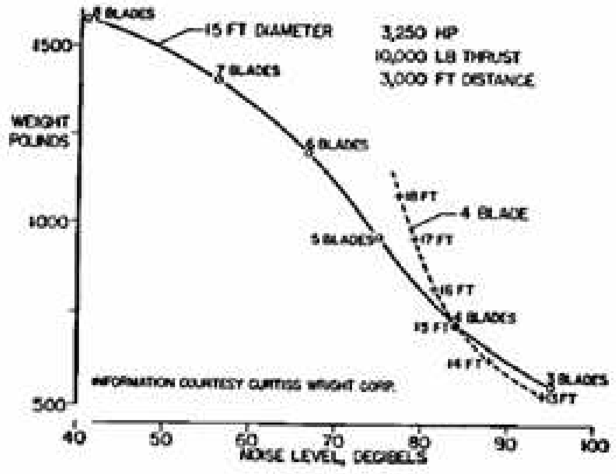


FIG. 8. Effect of number of blades and propeller tip Mach number on the noise level in decibels for a constant power input.



גרף35 רעש מדחף כתלות במהירות ומספר להבים

9.7. תחליפי רדאר

למרות השם שבכותרת, לא, אין לנו רדאר על המטוס. אולם יש לנו מטעדים. ובמהלך הפרויקט עלתה השאלה האם גם כיום עם כל הטכנולוגיה המצויה לרשותנו, אין לנו תחליף טוב יותר מאשר צילומים. אמנם, זה נשמע כאילו יש לנו משהו נגד צילומים אך בואו נכיר בעובדות. צילומים יוצאים טוב רק אם התנאים הסביבתיים מאפשרים זאת ואת זה יודע כל צלם מתחיל. אולם בעיתות משבר לעיתים אנו לא יכולים לקבל תנאים אופטימאליים וישנן הפרעות. הפרעות אלו יכולות להתבטא בסינוור מצד השמש, רצון לקבל צילום בשעת לילה, ענן שמסתיר ואלו הם רק קצה המזלג מההפרעות שיכולות להיגרם.

לכן, רצינו אולי לקבל ולחקור אלטרנטיבה טובה יותר עבור מטוס הריגול שלנו.

אלטרנטיבה כזו באה בצורת ה- SAR שאלו הם ראשי התיבות של SYNTETIC APERTURE RADAR. אז מהו ה- SAR בעצם? אם להתייחס לתרגום חופשי אז מדובר ברדאר פערים סינטטי.

זה לא נותן לנו כלום. לכן נראה מה הוא עושה ואיך הוא עובד ודרך זה בעצם נגלה מהו ה- SAR.

ה-SAR נותן בעצם תמונות בעזרת אותות רדאר.

כיצד הוא עובד? ה-SAR עובד על 2 מימדים. טווח ואזימוט. ה- SAR משדר גלים במימד הטווח כדי לקבל רזולוציית טווח. ותנועה באזימוט יוצרת רזולוציית אזימוט (זה בעצם מה שמפריד את ה-SARמרדארים אחרים – היכולת לשדר על 2 מימדים לקבלת תמונה דו מימדית) כאשר 2 המימדים ניצבים אחד לשני. חזרת הגלים מאפשרת בעצם לרדאר ליצור את התמונה. אפשר לחשוב על רדאר ה-SAR כעל ראיית עטלף ב-2 מימדים.

למה SAR?

- תמונות באיכות אופטית בתדירויות גלי מיקרו.
- יכולת צילום לילה ויום.
- לא מושפע ממזג אויר.
- רזולוציה גבוהה ללא תלות במרחק הצילום.
- יכולת כיסוי רחבה ונקודתית.
- SAR אינטרפרומטרי (ע"י מד איבוך-מכשיר המשמש לקביעת מיקומם של גופים נעים ע"י פיצול קרני אור).
- יכולת שינוי שוטפת.
- קונפיגורציות בי-סטטי ומולטי-סטטי (הפרדה בין משדר למקלט מאפשר הסתרה טובה יותר).
- יכולת חדירה לחומרים וחלקיקים (תלוי תדר שידור).
- יכולות קיטוב (תופעה בה גלי אור נעים במישור אחד) מאפשר הפרדה בין חלקים עשויים ידי אדם וטבעיים.
- יכולת איתור מטרות נעות.
- יכולות התקשרות עם תחנות רדאר סטטיות הנמצאות על הקרקע.

דוגמא:

איור65 תמונה בעזרת מצלמה אופטית ובעזרת מכ"ם SAR

התמונה מצד שמאל צולמה בתנאי סביבה מעולים ואילו התמונה מימין הייתה מתקבלת גם אם היה לילה מעורפל וגשום.

נתונים טכניים:

- יצרן: SANDIA NATIONAL LABORATORIES.
- משקל: 9 ק"ג.
- נפח: $17.5\left[cm^3\right]$ עבור רכיבי ה-SAR ו- $25\left[cm^3\right]$ עבור אנטנת ה-SAR.
- הספק שידור: $60\left[w\right]$.
- רזולוציה: "4 מינימום.
- טווח: 24 ק"מ ב- "12 רזולוציה או 17 ק"מ ב- "4 רזולוציה.

כעקרון, ה-SAR כתחליף הוא טוב מאוד ואף יכול לשמש כרכיב מקורי בכמה מטוסים אולם בגלל ההספק הגדול שהוא דורש זה אומר שספק הכוח שלו יהיה כבד מאוד ולכן לא נוכל להתאימו על המטוס שלנו אך אופציה זו נבדקה ואולי בעתיד כאשר ההספק ירד או כאשר המשקל של היחידה עצמה ירד או אפילו הכטב"ם שנבנה יהיה יותר גדול, אופציה זו תהיה יותר נחלת הכלל.

10. חימוש

נשק מוטל מהכטב"ם,בדגש על נשק אל-הרג

10.1. הצורך

על מנת לנצל את יכולות השהייה הארוכות של הכטב"ם לצורך פגיעה במטרות מזדמנות (כגון חוליות משגרי רק"ק, מרגמות ותותחים) עלה הרעיון להטיל מהכטב"ם אמצעי חימוש שונים המסוגלים לפגוע במטרות אלו.

כמו כן ניתן להטיל מהכטב"ם אמצעי תצפית וחישה המסוגלים לנטר את השטח ולהעביר את המידע אחורנית.

10.2. סקירת סוגי נשקים (אל-הרג, הרג-מועט, הרג)

קיימות כמה תתי-מחלקות לסוגי החימוש השונים. המחלקה הראשונה היא החימוש הרגיל הגורם לפציעה קשה, נכות והרג. חימוש זה מתבסס על חומרי נפץ סטנדרטיים ועל הפגיעה הנגרמת כתוצאה מגל ההלם הנוצר או האנרגיה הקינטית המועברת לגוף האדם ע"י רסיסים מהחימוש. אפשרות נוספת לחימוש מסוג הרג מתבססת על חומרי לחימה כימיים וביולוגיים הגורמים לנזקים בגוף האדם.

מחלקה שנייה היא חימוש של הרג-מועט. חימוש זה יוצר פגיעות מועטות בגוף האדם ובאופן רגיל אינו משאיר פגיעות לאורך זמן. אם השימוש נעשה באופן לא אחראי חימוש זה עלול לגרום לפציעות. בין השאר ניתן למצוא במחלקה זו גלי מיקרו היוצרים חום, קצף הנדבק לגוף והמונע תנועה, גז פלפל היוצר תגובה חריפה, שוקרים חשמליים, כדורי גומי ורימוני הלם.

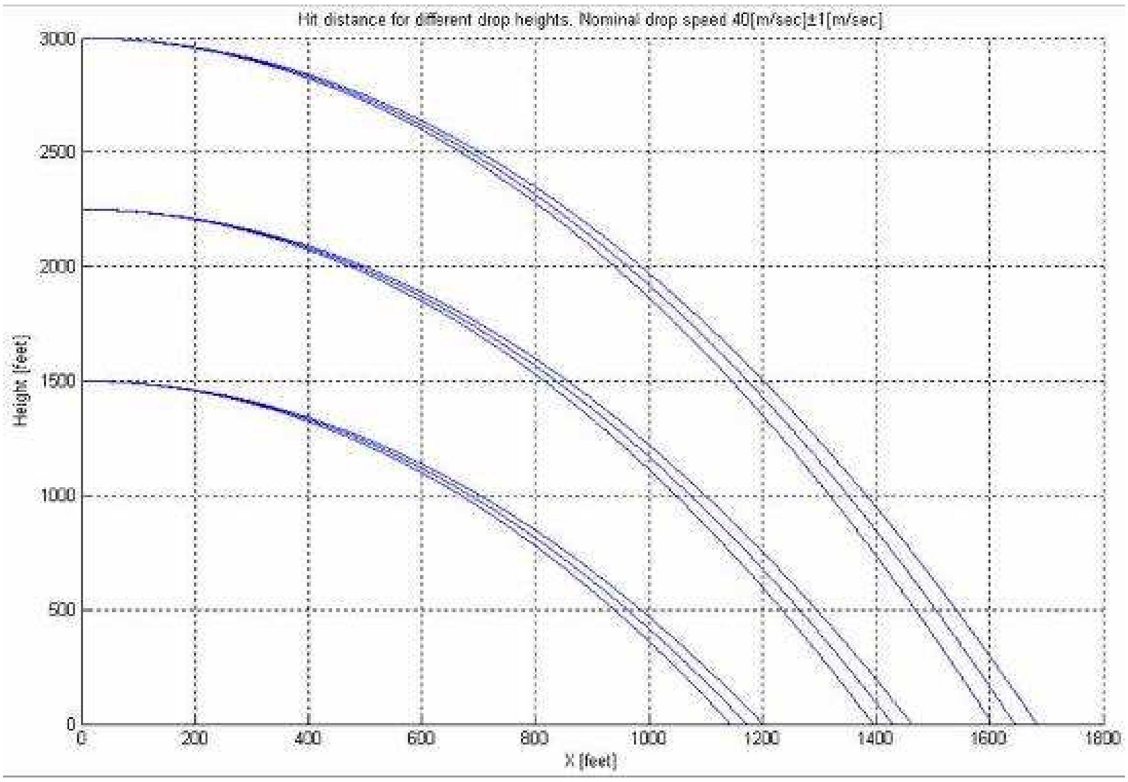
מחלקה שלישית ואחרונה היא של חימוש אל-הרג. חימוש זה אינו יוצר פגיעות לאורך זמן בגוף האדם. מטרת החימוש היא לבלבל ולמנוע מהאדם את המשך פעילותו. בין השאר ניתן למצוא במחלקה זו גלי קול חזקים המפריעים לפעילות, גלי קול בתדרים מיוחדים הפוגעים בשיווי המשקל, אור היוצר הפרעה זמנית בראייה וכן רימוני גז מדמיע.

10.3. הערכת דיוקים

על מנת לבצע הערכה ראשונית של רמת הדיוק בהטלה של אמצעי חימוש שונים, נבנתה תוכנית קצרה המדמה את המסלול הבליסטי של אמצעי שכזה המוטל מגבהים שונים ובמהירות מסוימת. הוכנסו ערכים אופייניים למקדמי הגרר של החימוש על מנת להביא בחשבון את התנגדות האוויר.

הציור הבא מציג את המסלול המשוער של חימוש מוטל שכזה עבור הטלה משלושה גבהים שונים

(1500, 2250 ו 3000 רגל) עבור כל גובה מוצג המסלול כאשר החימוש מוטל במהירות הנומינאלית ובשגיאות מהירות של 1± [מ'/שניה]:



גרף36 מסלולים בליסטיים למטען מוטל בגבהים שונים

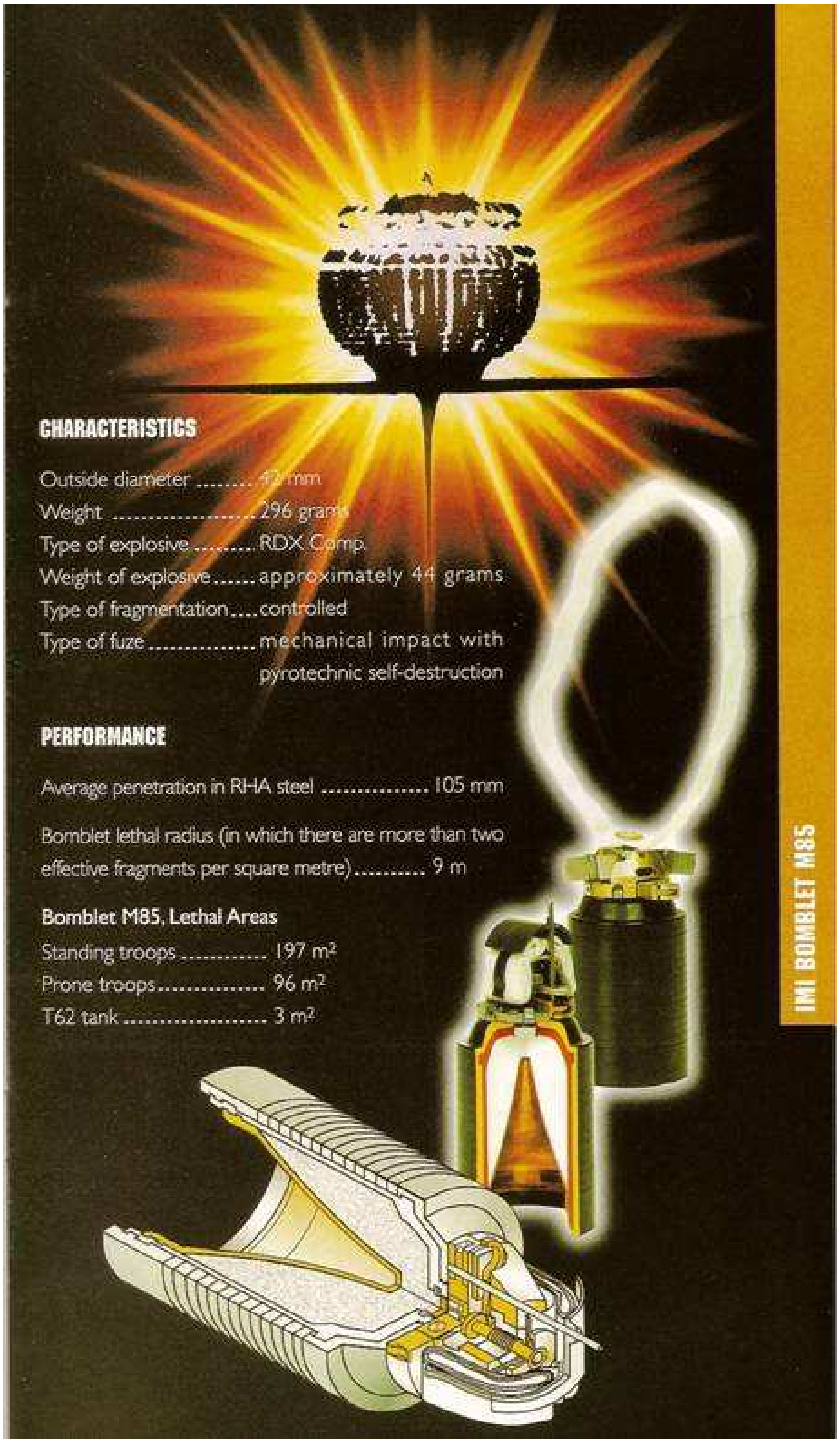
ניתן להבחין בכמה מסקנות עיקריות מהציור לעיל. הראשונה היא מרחק הזיהוי של המטרה. על מנת לפגוע במטרה הנמצאת על הקרקע כאשר הכטב"ם משייט בגובה של 3000 רגל, עליו להטיל את החימוש כ 1600 רגל לפני המטרה (בקו אווירי). המסקנה השנייה היא רמת הדיוק: ניתן לראות שבהטלה מגובה של 3000 רגל, כל טעות במהירות של 1[מטר/שניה] גוררת שגיאה בנקודת הפגיעה של כ 50 רגל.

10.4. סקירת האמצעים הקיימים בשוק

בשוק העולמי לא ניתן היה למצוא במקורות גלויים אמצעים מוטלים המתאימים לצרכינו. ישנו חיישן מוטל בשם SCOUT של חברת Lockheed Martin הנמצא בפיתוח ויכול להתאים לכטב"ם:

איור66 חיישן SCOUT

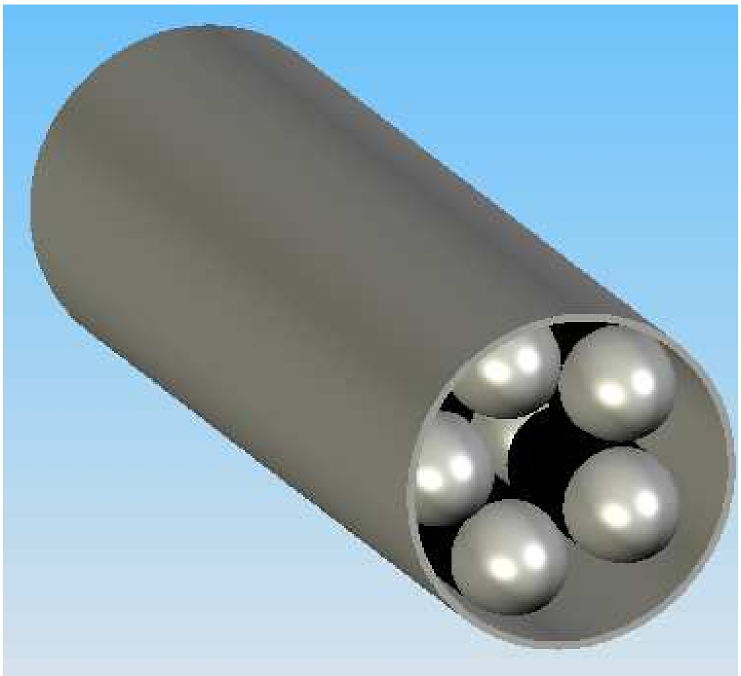
אפשרות נוספת היא להשתמש בפצצונות מצרר (מיוצרות ע"י תע"ש) וע"י התאמה מינימאלית להתאימן לצרכינו:



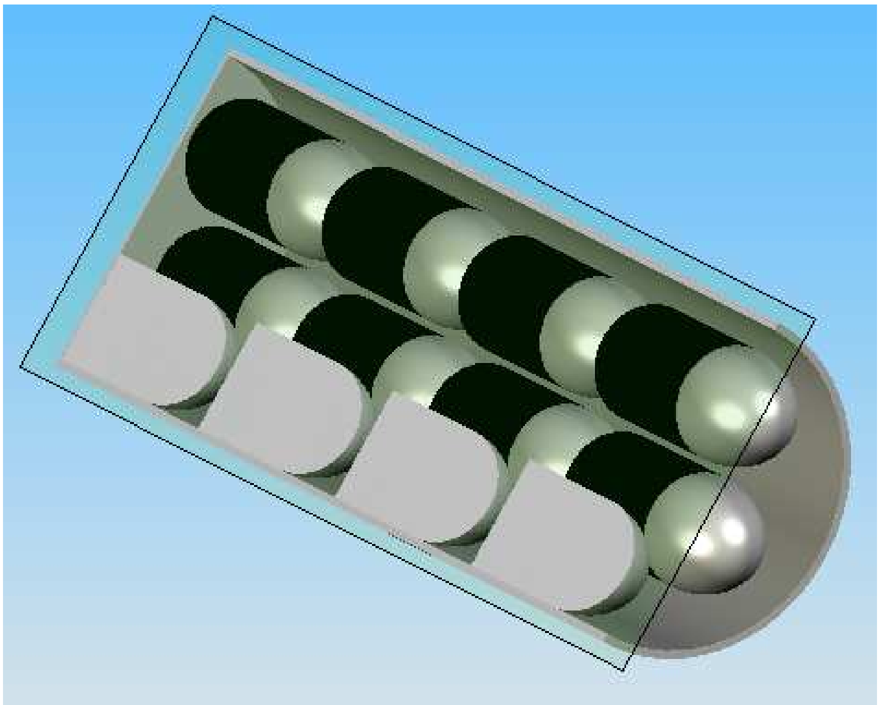
איור67 תיאור פצצונת מצרר

10.5. הצגת זיווד החימוש לכטב"ם

החימוש הותקן בתוך אריזה הניתנת להכנסה והוצאה מתוך הכטב"ם בתוך הנפח השמור למכלול המודולארי. בתוך האריזה הוכנסו ארבע שורות של פצצונות ובכל שורה 5 פצצונות מסודרות במעגל. סה"כ 20 פצצונות:



איור68 זיווד פנימי של פצצונות מצרר

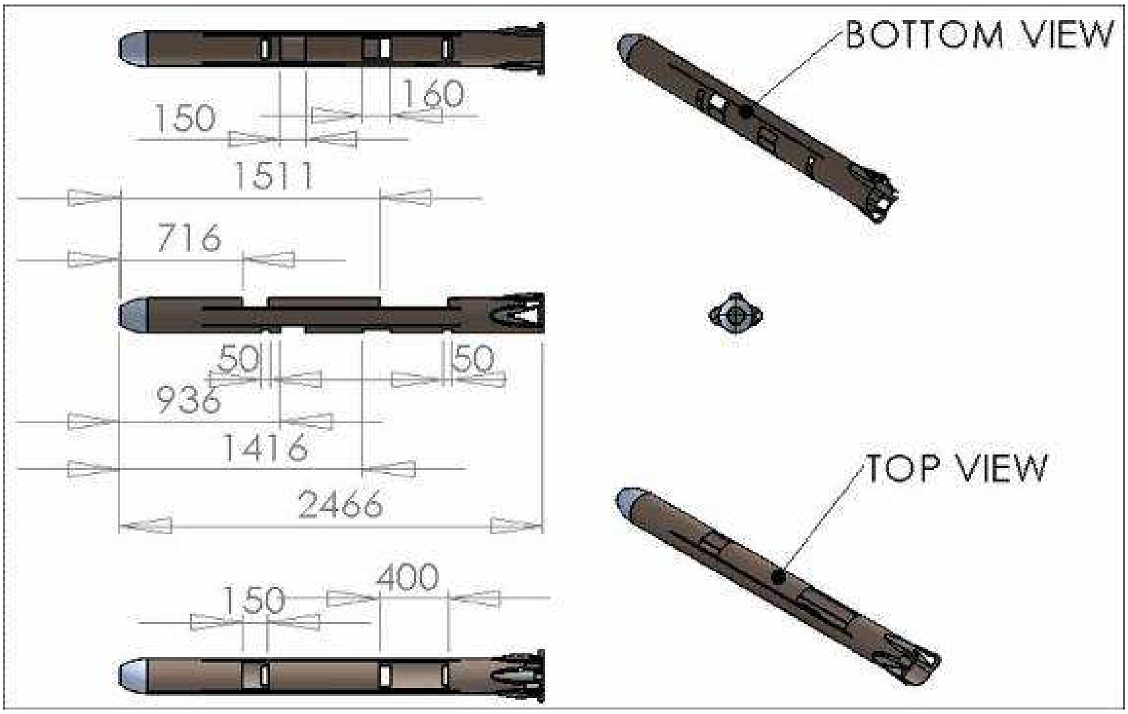


איור69 זיווד פנימי של פצצונות מצרר – חתך

11. תכן מפורט

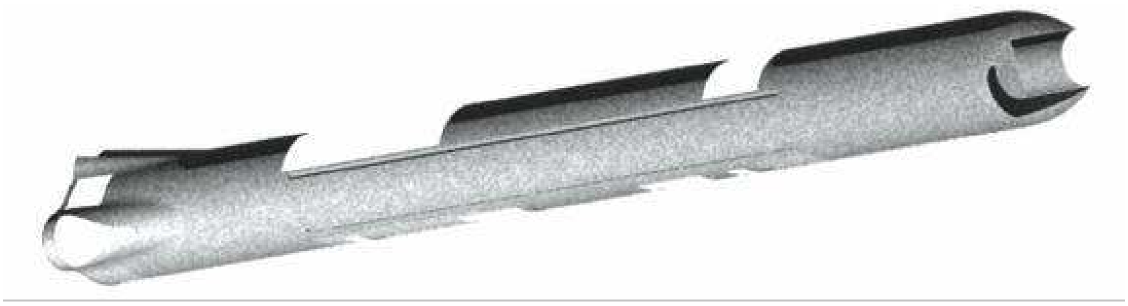
11.1. תכן הגוף

הגוף תוכנן כך שסה"כ אורך הכטב"ם (לאחר התקנת המצלמה הקדמית) לא יעלה על 2500 מ"מ. מקסימום הקוטר יהיה 200 מ"מ (למעט באזור המנוע בו יש עיבור לצורך פתחי קירור המנוע).

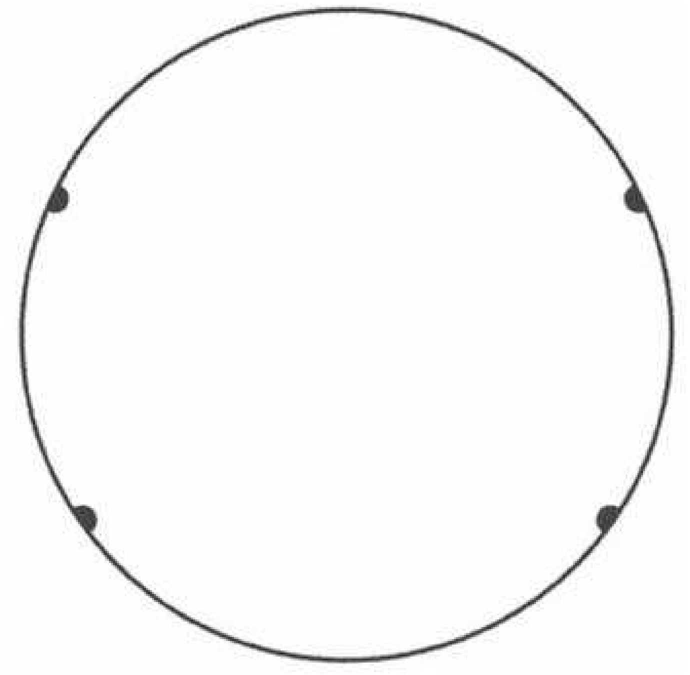


איור70 שרטוט הגוף

לאחר ביצוע אנליזות חוזק לגוף ולצורך חיזוקו הוחלט להוסיף לתכן הגוף עצמו חיזוקים ברוב אורך הגוף:



איור71 תיאור חיזוקי הגוף



איור72 חיזוקי הגוף מבט קידמי

11.2. עיגוני רכיבים לדפנות הגוף

ככלל מנחה הוחלט שהמכלולים השונים יעוגנו לדפנות הגוף ככל האפשר באמצעות טבעות המחוברות בברגים רדיאליים למעטפת הגוף. בטבעות יש לתכנן חורים מתאימים דרכם תעבור צנרת הדלק, החיווט החשמלי וכן הלאה. לא נעשה תכנון מפורט של טבעות אלו עקב היקפו המוגבל של הפרויקט.

11.3. מנגנון פתיחת משטחים אווירודינאמיים

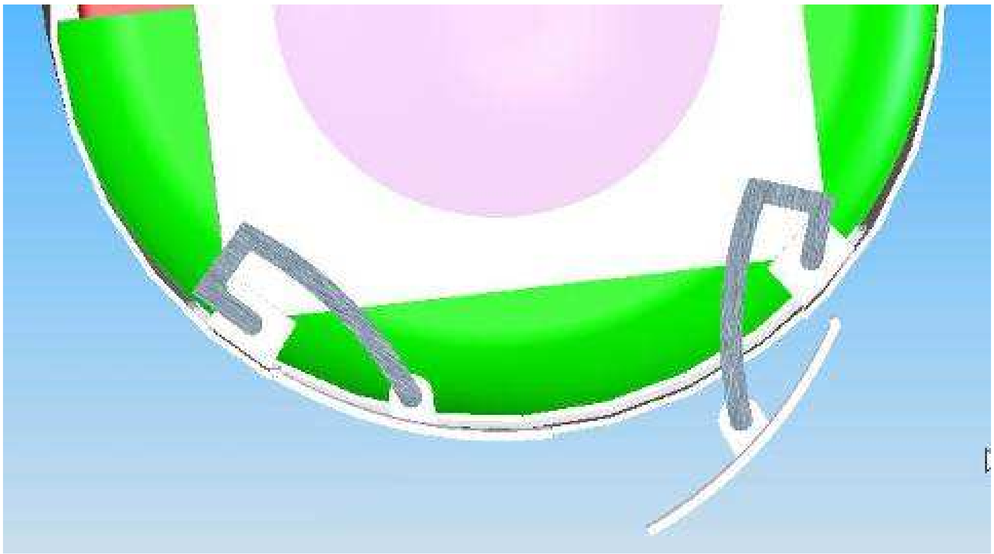
הוחלט שמנגנון פתיחת המשטחים יהיה בעל שני צירים מאונכים זה לזה. יש כמה דרישות למנגנון פתיחת המשטחים. הראשונה שבהן היא שהכנפיים יפתחו לפני הקאנרדים על מנת למנוע התנגשויות בין המשטחים בזמן הקריטי בו המשטחים עדיין לא פתוחים ומהירות הכטב"ם אינה מספיקה. הדרישה השנייה למנגנון היא שאחד הצירים ייפתח לפני השני – כלומר שבמהירות האפשרית המשטח האווירודינמי יפנה כלפי הזרימה את שפת ההתקפה ולא את מיתר המשטח. דבר זה נובע משתי סיבות

מרכזיות. הסיבה הראשונה היא השאיפה לצבור עילוי וניהוג על גבי המשטחים האווירודינאמיים מהר ככל האפשר. הסיבה השנייה היא הרצון להימנע מהתנגדות מסיבית של זרימת האוויר שתנסה לפתוח את המשטח בכוח גדול מהרצוי ועלולה לשבור את צירי המנגנון. לא בוצע תכנון מפורט של המנגנון עקב היקפו המוגבל של הפרויקט.

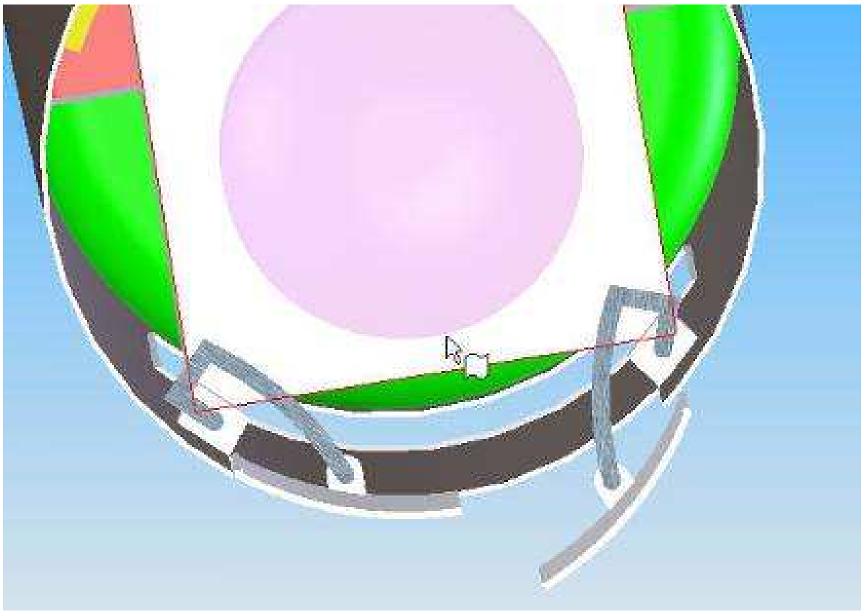
11.4. מנגנון פתיחת דלתות מצלמה

על מנת לאפשר למצלמה האמצעית בכטב"ם להתבונן לעבר המטרות (כלומר כלפי מטה) הוחלט שיש לשמור את המצלמה האמצעית בתוך גוף הכטב"ם ורק בעת פקודה להוציא את עדשת המצלמה כלפי מטה. תוכנן מנגנון (יתואר בהמשך) המוציא את המצלמה כלפי מטה. עלה הצורך לתכנן קונספט לדלתות בגוף הכטב"ם הנשארות סגורות בעת אחסנה ובזמן השיגור ונפתחות רק בעת פקודה. להלן מתוארים הרעיונות הבסיסיים למנגנון דלת שכזה:

- דלת סטנדרטית: בעלת צירים במקום החיבור לגוף הכטב"ם, נפתחת בדומה לדלת בבית או ברכב הפרטי. היתרונות הן פשטות בתכנון, ביצור ובהרכבה. החסרונות הבולטים הם הפרעה לזרימת האוויר וכן הפרעה לזווית הצפייה של המצלמה.
- דלת "אוטובוס": בעלת ציר "צוואר ברווז" המתואר באיור שלהלן:



איור73 דלת צוואר ברווז



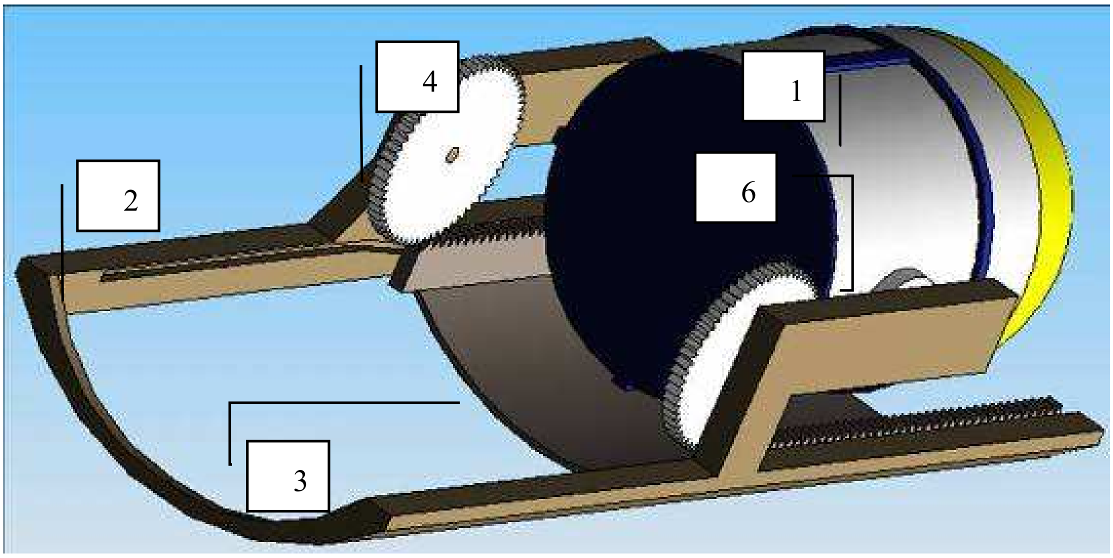
איור74 דלת צוואר ברווז – המשך

היתרונות הבולטים של דלת זו הם הפרעה מינימאלית לזרימה ולזווית הצפייה של המצלמה מכיוון שבעת פתיחה מלאה של הדלת היא משיקה לגוף הכטב"ם. החיסרון של מנגנון זה הוא מורכבותו היחסית וכן הצורך במנגנון שיתאם את הוצאת המצלמה עם פתיחת הדלתות על מנת לא לאפשר מצב בו הדלתות עדיין סגורות ואילו המצלמה מנסה לצאת החוצה. חיסרון נוסף הוא העובדה שדלת זו עדיין יוצרת הפרעה כלשהי לזרימה והעדיפות היא למנגנון שאינו יוצר הפרעה שכזו כלל.

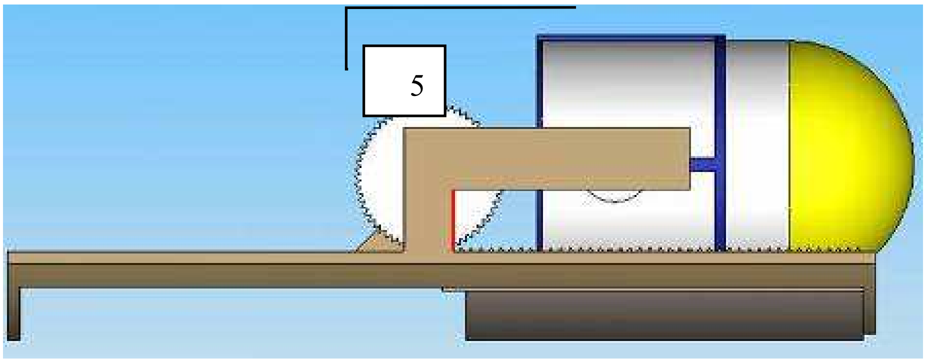
המנגנון האחרון (והנבחר) הוא מנגנון המשולב עם מנגנון הוצאת המצלמה ולכן יתואר בפרק הרלוונטי.

11.5. מנגנון הוצאת מצלמה אמצעית

המנגנון להוצאת המצלמה האמצעית משולב עם מנגנון פתיחת דלת המצלמה ומתואר באיורים הבאים:



איור75 תיאור רכיבי מכלול פתיחת דלץ והוצאת מצלמה



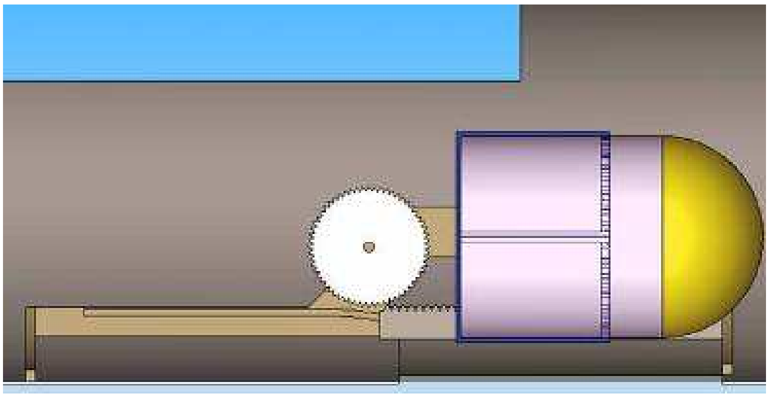
איור76 תיאור רכיבי מכלול פתיחת דלץ והוצאת מצלמה – המשך

המנגנון כולל את החלקים הבאים (לפי מספרי הבלונים):

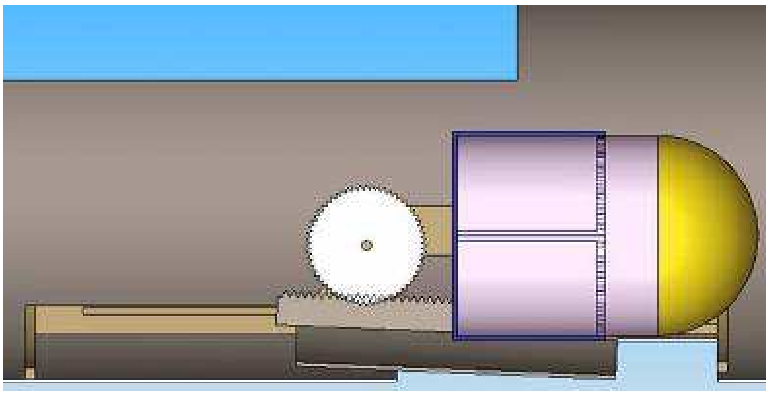
- מצלמה (1)
- מסגרת הדלת (2)
- דלת הזזה (3)
- מנוע דלת וגלגל שיניים (4)
- מחזיק מצלמה (5)
- מנוע מצלמה (6)

אופן פעולת המנגנון הוא כדלקמן:

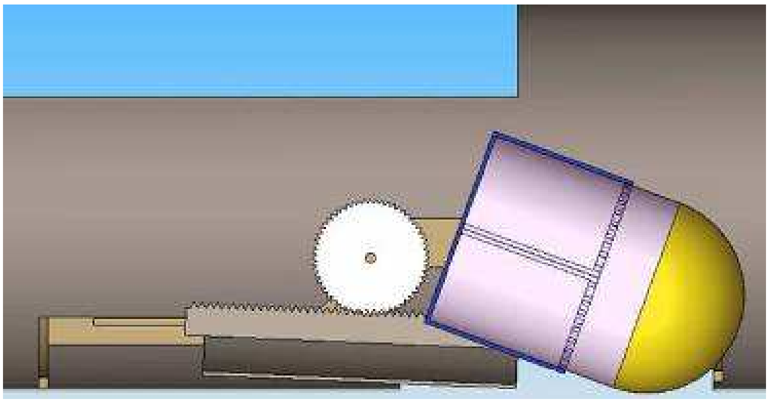
מנוע הדלת מסובב גלגל שיניים הצמוד אליו. גלגל שיניים זה נוגע בפס שיניים המחובר לדלת ההזזה עצמה. עקב תנועת גלגל השיניים דלת ההזזה נדחפת בכיוון סיבוב גלגל השיניים. על מנת לקבוע את מסלול תזוזת הדלת קיים חריץ במסגרת הדלת המוביל את הדלת למקומה. בדלת עצמה קיימים פיני מיקום המובלים בתוך החריץ במסגרת הדלת. כאשר הדלת מגיעה למיקום מסוים (נקבע ע"י המתכנן) היא נוגעת במתג (אינו מתואר באיור לעיל) והוא מורה למנוע המצלמה לפעול. מנוע זה קשור למחזיק המצלמה ומסובב את מחזיק המצלמה והמצלמה עצמה למיקום המיועד. ניתן לראות את תהליך הפתיחה באיורים הבאים:



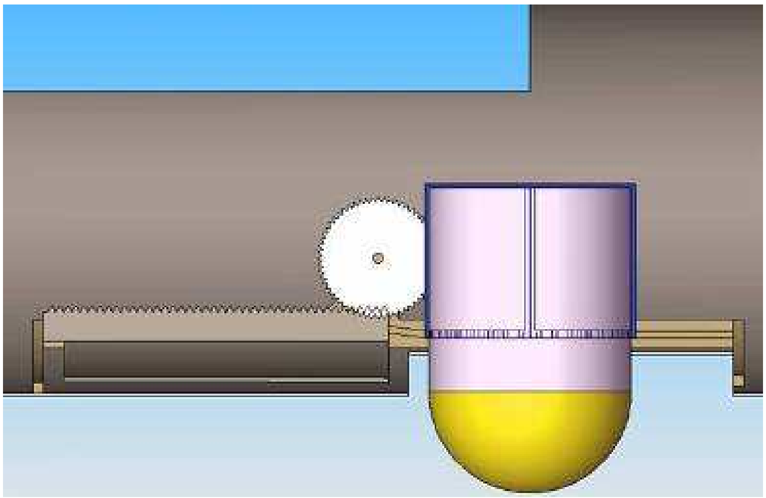
איור77 מצלמה אמצעית – מצב סגור



איור78 מצלמה אמצעית – תחילת פתיחת הדלת



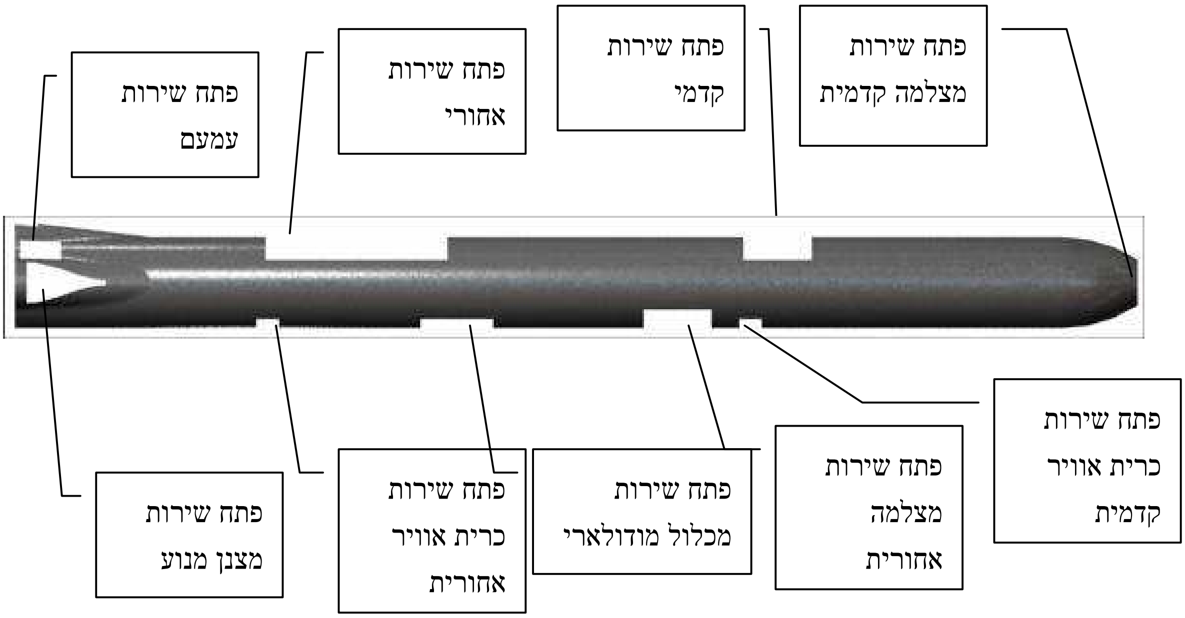
איור79 מצלמה אמצעית – דלת במחצית מהלך, מצלמה בתחילת מהלך



איור80 מצלמה אמצעית – מצב פתוח

11.6. קביעת פתחי שירות

מערך פתחי השירות מתואר באיור להלן.



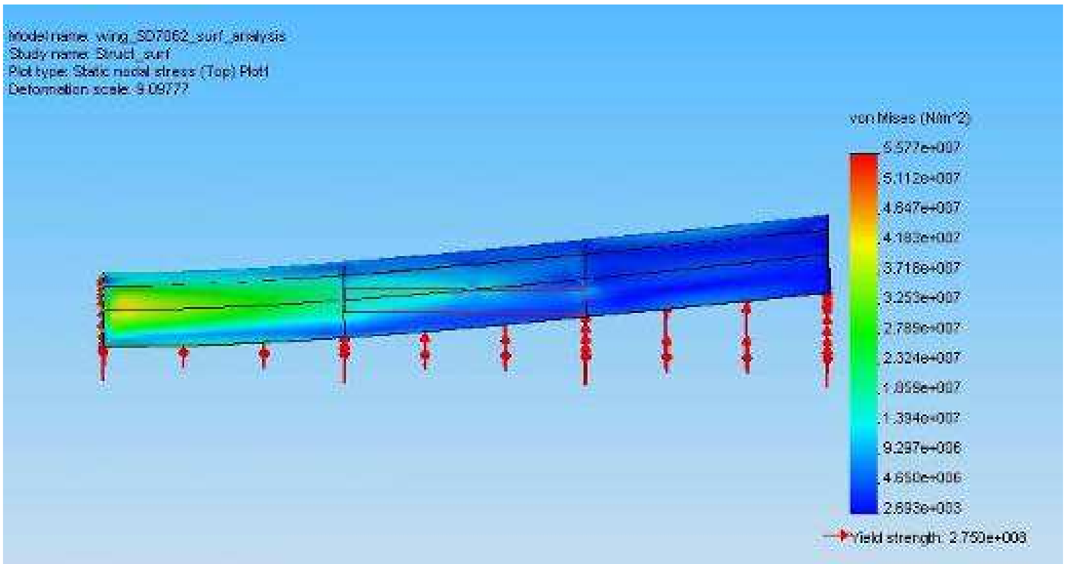
איור81 תיאור הפתחים בגוף

11.7. אנליזות מבניות לגוף ולמשטחים האווירודינמיים

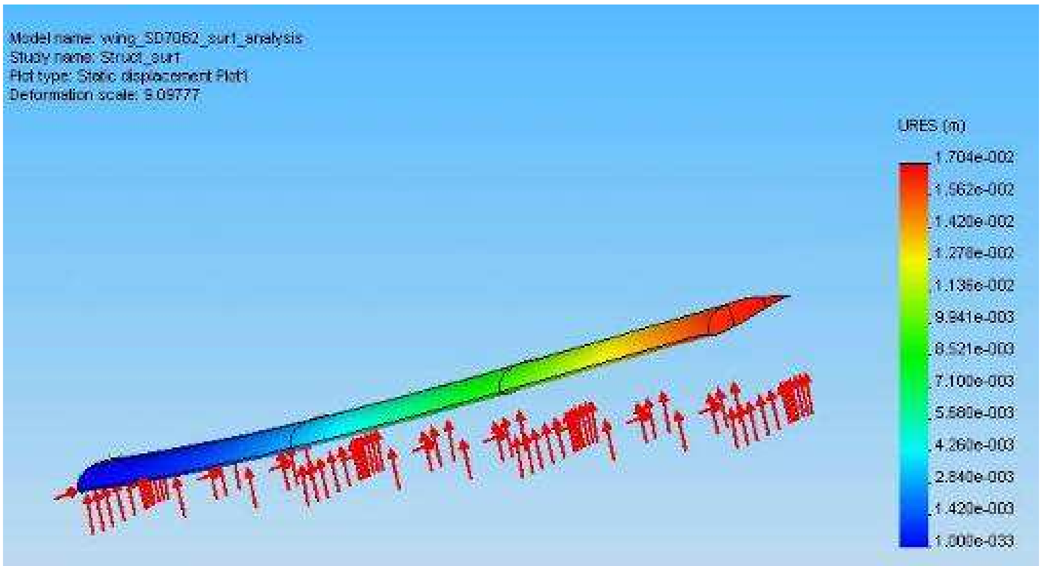
האיורים הבאים מתארים את תוצאות האנליזות שנעשו על מנת לאשר ולבחון את טיב התכן עבור הגוף והמשטחים האווירודינאמיים. האנליזות נעשו תחת הנחת כוחות נומינאליים מקסימאליים.

11.7.1. משטחים אווירודינאמיים

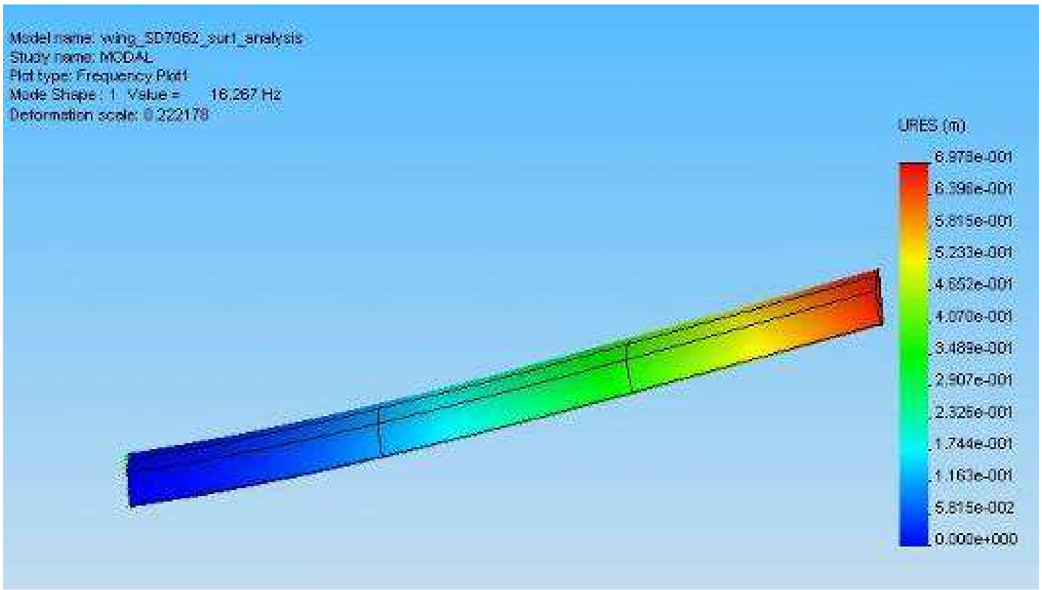
האנליזות נעשו עבור הכנפיים בלבד מכיוון שאורך המיתר זהה עבור הקאנרד והכנף ואילו הכנף ארוכה יותר ונושאת עומס רב יותר. האנליזה נעשתה באמצעות ריתום הכנף בבסיסה והפעלת עומס חיצוני (לחץ) בעל צורת פולינום מסדר שני (מדמה בקירוב טוב מאוד את תוצאות הסימולציה האווירודינמית שנעשתה ע"י הקבוצה).



איור82 תוצאות אנליזה סטטית עבור חצי מוטת כנף – מאמצים



איור83 תוצאות אנליזה סטטית עבור חצי מוטת כנף – תזוזות



איור84 תוצאות אנליזה סטטית עבור חצי מוטת כנף – תדירות

11.7.2. פילוג עומסים על הכנף

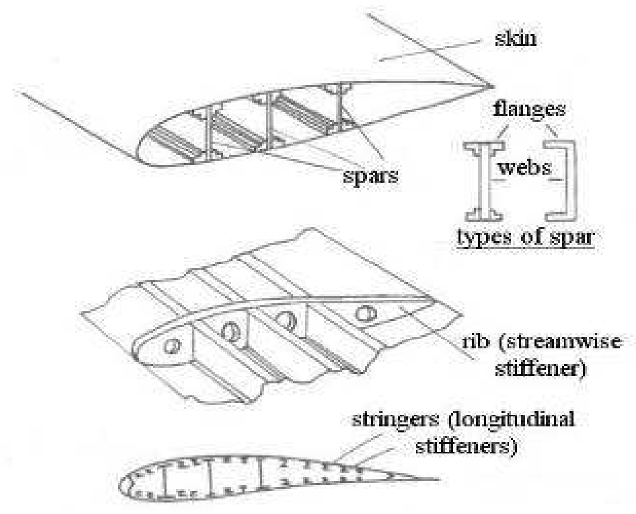
11.7.2.1. מבוא

בסופו של תהליך התכן הראשוני קיבלנו תמונה כללית לגבי תכן מבנה כנף הכטב"מ מבחינת העומסים הפועלים עליה, המאמצים המתפתחים בה וכן החומרים מהם תיבנה.

השלב הבא הינו לתכן באופן מפורט את מבנה הכנף מבחינת סוגי הרכיבים שאמורים לשאת במאמצים ובעומסים. התכן, מטרותיו הן הגדרות גיאומטריות ומבניות של אותם הרכיבים באמצעות חישובים אנליטים פשוטים הדומים לאלו שהתבצעו בתכן המוקדם וביצוע אנליזה מקיפה בשיטת האלמנטים הסופיים האמורה לאמת את תוצאות התכן.

11.7.2.2. תיבת הכנף

כנף הכטב"מ הינה בעיקרה מעטפת חיצונית וקורה המעבירה את העומסים הפועלים עליה לנקודת החיבור לגוף. בנוסף, היא כוללת צלעות רוחביות המחוברות לקורה/ות ואורכנים המהווים חיזוקים אורכיים למבנה הכנף. תיאור חזותי של הרכיבים השונים הנ"ל מובא להלן:



איור85 חיזוקים אפשריים בתכן מבנה כנף

הסבר קצר על סוגי הרכיבים ותפקידם מובא להלן:

- קורות – תפקידן המרכזי הינו "לקיחת" עומסי גזירה ופיתול (ע"י הדפנות, webs), עומסי כפיפה (ע"י המכסים, flanges) ולייצוב המעטפת (skin).
- מעטפת – יוצרת משטח אווירודינמי בלתי חדיר, העברת עומסים אווירודינמים אל הצלעות (ribs) והאורכנים (stringers), נשיאת עומסי הגזירה עקב פיתול ביחד עם דפנות הקורה ונשיאת עומסי הכפיפה הציריים (נורמלים) ביחד עם המכסים.
- צלעות – יוצרים צורה אווירודינמית, פועלים יחד עם המעטפת לטובת ספיגת עומסים אווירודינמים ומגדילים את החוזק של המעטפת למניעת קריסתה.

אחרי דיונים ושיתוף מוחות של חברי הפרוייקט ביחד עם המנחה, הוחלט כי מבנה הכנף יהיה בנוי משתי קורות I, אשר יוצרות התנגדות טובה למאמצי גזירה וכפיפה, האחת קדמית אשר ממוקמת ב t/c – מקסימלי דהיינו 100 mm משפת ההתקפה וגובהה 46 mm, והשנייה אחורית, הממוקמת 230 mm משפת ההתקפה אשר גובהה 20 mm.

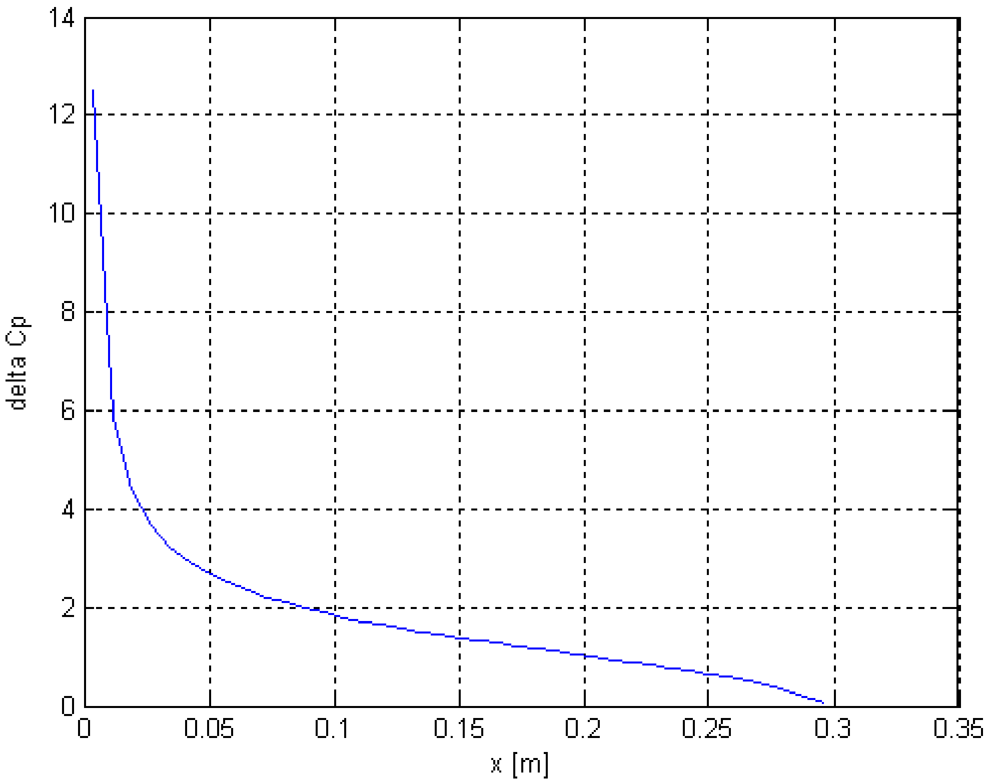
בנוסף, הוחלט על מעטפת (skin) בעובי של 1.5 ועל הרכבת צלעות לרוחב הכנף. פירוט של הרכיבים הנ"ל מבחינת הגדרות גיאומטריות מובא בהמשך.

11.7.2.3. חישובים למציאת גיאומטרית הרכיבים

תכנון מפורט של רכיבי המבנה מהם תיבנה הכנף במובן של גדלים גיאומטרים התבצע בעזרת חישובי חוזק בדומה לנעשה בתכן המוקדם אך עם התיחסות כעת גם לפילוג העילוי לרוחב הכנף

(chordwise) וזאת על מנת להעריך את אחוזי העילוי שפועלים על כל קורה בנפרד.

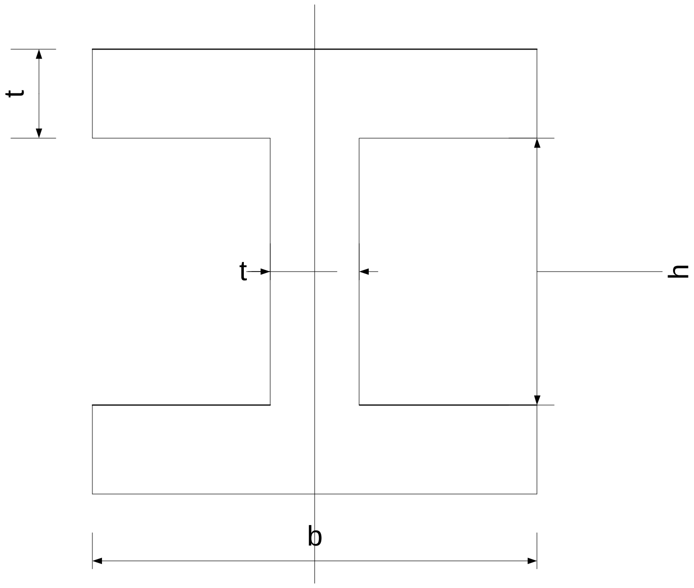
לאחר חישוב נומרי בשיטת VLM נקבע כי הקורה הקדמית נושאת כ- 2/3 של העומס והקורה האחורית נושאת 1/3 מן העילוי, כפי שניתן לראות בגרף הבא:



גרף37 פילוג לחץ על פני מיתר כנף

חתך של קורת ה – I מוצג באיור הבא, כולל הגדרת מידות גיאומטריות ומומנט אינרציה:

$$\begin{cases} I_{xx} = \dfrac{M_x Z_{\max}}{\sigma_y} \\ I_{xx} = \frac{1}{12}\left(th^3 + 6bth^2\right) \\ h = hight_of_spar - 2\times Skin_thickness - 2t\,[mm] \\ Z_{\max} = \frac{46 - 2\times Skin_thickness}{2};\ Skin_thickness = 1.5\,[mm] \end{cases}$$



איור86 חתך של קורת I כולל מידות

ניתן לראות כי ישנם שני גדלים בלתי תלויים , t ו- b, וגודל התלוי בשניהם, h. מטרת החישוב היא הגדרת הגדלים הנ"ל עבור הקורה האחורית והקדמית. אופן החישוב, שנעשה בעזרת כתיבת קוד ב-MatLab, מפורט להלן:

- הגדרת המשוואות אותן רוצים לפתור כאשר ניתן לראות כי מתוכן שתיים הן תלויות:

$$I_{xx} = \frac{M_x Z_{\max}}{\sigma_y}$$
$$I_{xx} = \tfrac{1}{12}\left(th^3 + 6bth^2\right)$$
$$h = hight_of_spar - 2\times Skin_thickness - 2t\left[mm\right]$$

- פתרון סימבולי של המשוואות הנ"ל (פונקציית ()solve) עבור h ן- t כאשר b מוגדר כפרמטר.

מתקבלים ארבעה פתרונות עבור כל אחד מן הנעלמים h,t כפונקציה של הפרמטרים

$$I_{xx}, \sigma_y, b, M_x, Z_{\max}$$

- הצבת ערכים מספריים עבור הפרמטרים הנ"ל. (I_{xx} תלוי בפרמטרים הנ"ל).

את הערכים של המאמץ הגדרנו כ- 66% מערך מאמץ הכניעה של החומרים אותם בחרנו בתכן הראשוני, אלומיניום וגרפיט אפוקסי. את החישוב הנ"ל ביצענו עבור מספר ערכים שונים של רוחב החתך b. אחרי הצבה לתוך הנעלמים h,t, נשארנו עם פתרון קביל אחד מסיבות פיזיקליות (ערכים

שליליים) או עקב קבלת פתרון לא מקובל מבחינת גודל גיאומטרי (למשל עובי של 15 ממ). החישוב נעשה עבור שתי הקורות. בפועל, קיבלנו ערכים לא פיזיקליים עבור גרפית – אפוקסי (לא מצאנו ערכים של עובי וגובה סבירים) ולכן ההצגה היא עבור אלומיניום בלבד. בטבלה הבאה מוצגות התוצאות עבור הקורה הקדמית עבור מספר ערכים שונים של רוחב החתך b לחומר Al 2024-T3:

h [mm]	t [mm]	b [mm]
39.6	1.7	30
40.5	1.3	40
41	1	50

טבלה29 מידות אפשריות לקורות חיזוק הכנף

המימדים הנבחרים עבור הקורה הקדמית מודגשים במסגרת.

עבור הקורה האחורית נבחרו המימדים הבאים:

$$b = 50\left[mm\right]; t = 2.5\left[mm\right]; h = 12\left[mm\right]$$

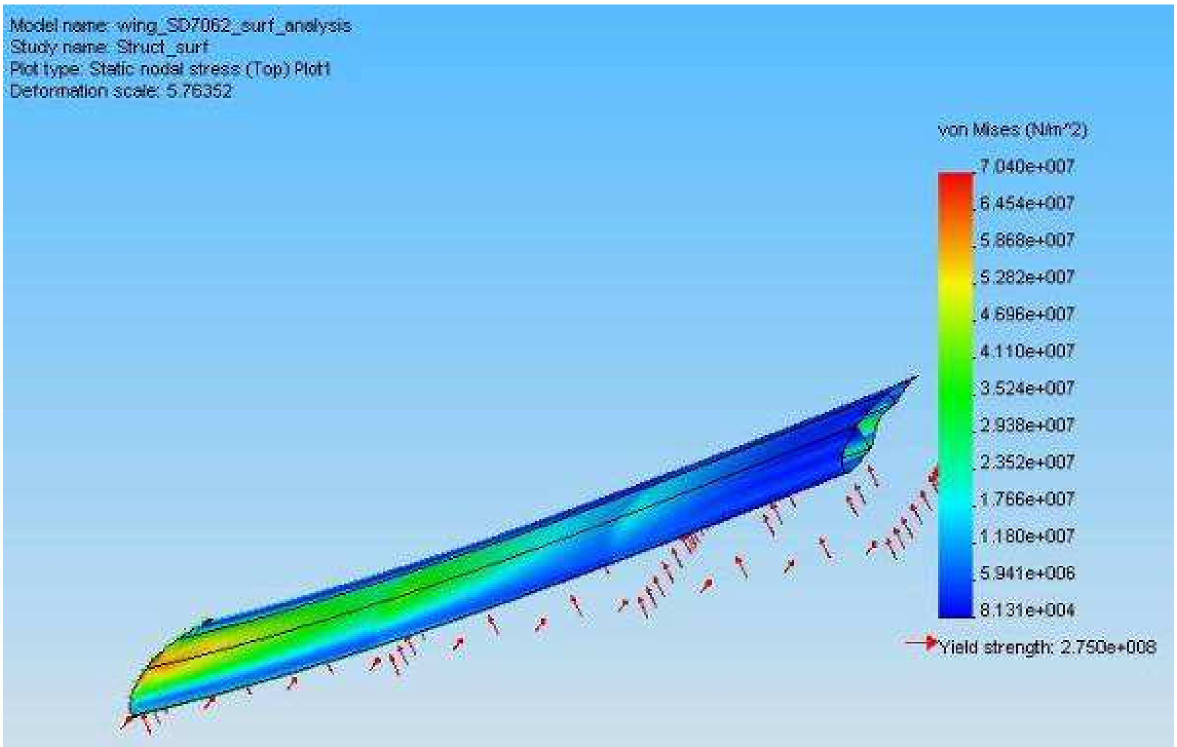
כנף הכטב"מ תיוצר מאלומיניום ע"י אקסטרודיה. שיטת הייצור נבחרה מכיוון שהיא זולה למדי (עבור כמויות גדולות) ומאפשרת יצירת חללים פנימיים ללא צורך במכסים.

11.7.3. אנליזת אלמנטים סופיים

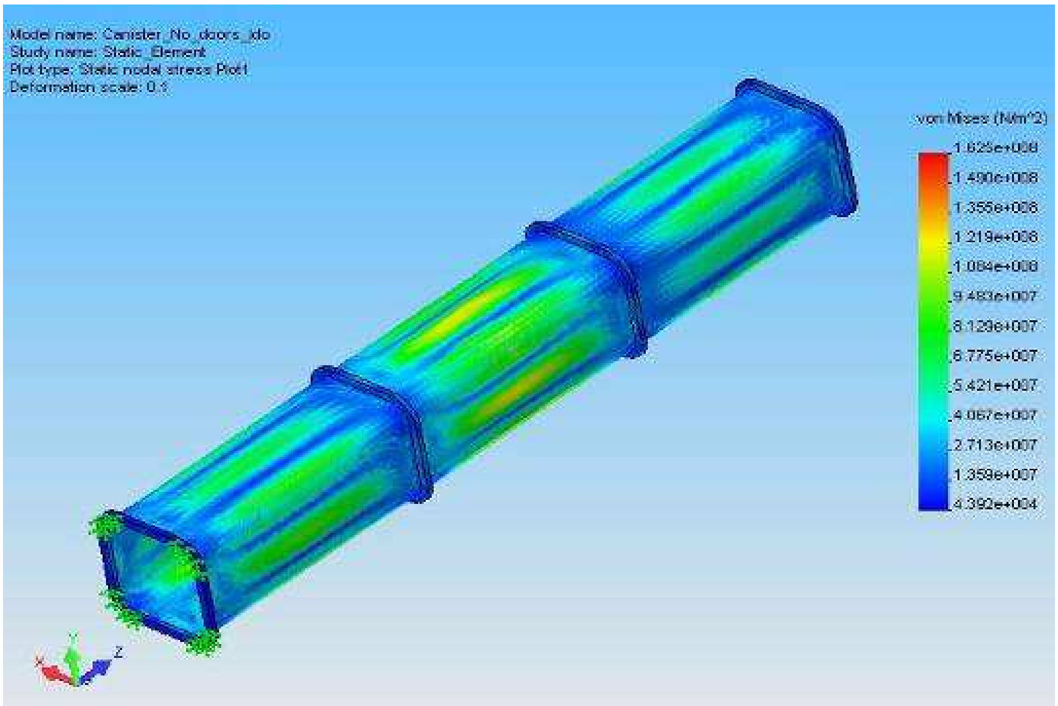
לאחר הגדרת הגדלים של הקורות המרכיבות את הכנף ובחירת סוג החומר ביצענו אנליזה של מבנה הכטב"מ, גוף וכנף, וכן לזביל השיגור בעזרת תוכנת אלמנטים סופיים, Cosmos. להלן מובאים הפרמטרים שהגדירו את הרשת שעליה בוצעה האנליזה:

- נבחרו אלמנטי Shell אשר מדויקים יותר עבור אנליזה של גופים דקים מאלמנטים תלת – מימדיים.
- הכנף רתומה בשורש ב 6 דג"ח.
- הגוף רתום במנוע שם נמצאות דג"ח סגורות.
- גודלו של הכח מרוכז באף הכטב"מ שווה לפעמיים וחצי משקל הגוף (מקביל לספרת עומס מקסימאלית).
- העומס בו השתמשנו לשם ביצוע האנליזה התקבל מאנליזה נומרית אווירודינאמית, V.L.M ונתון ע"י $P\left(x\right) = -7.6289\times10^{-10}x^2 + 0.001833$.

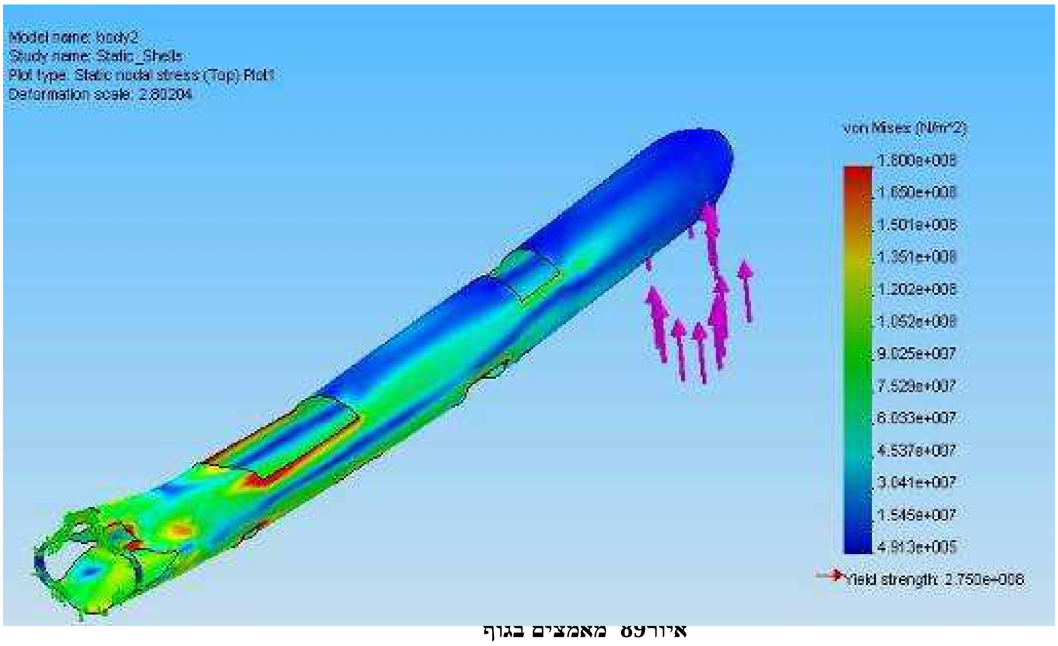
להלן מוצגות תוצאות האנליזה:



איור87 מאמצים בכנף לאחר הוספת חיזוק



איור88 מאמצים בזביל



איור89 מאמצים בגוף

12. דגם מוטס

מודל מוטס של הכטב"ם תוכנן, נבנה והוטס במהלך הסמסטר השני של העבודה על הפרויקט. מטרת המודל היא הוכחת תכן התצורה הראשוני אשר נעשה במהלך הסמסטר הראשון של פרויקט זה. מאחר ותצורת הכטב"ם הינה תצורה בלתי סטנדרטית בעלת שני משטחי עילוי גדולים (הכלאה בין תצורת קנרד ל"טנדם") ישנן אי וודאויות בנוגע לביצועי הכטב"ם כפי שצוין בפרק 8. מן המודל המוטס ניתן ללמוד על היתרונות והחסרונות של התצורה המיוחדת אשר תוכננה.

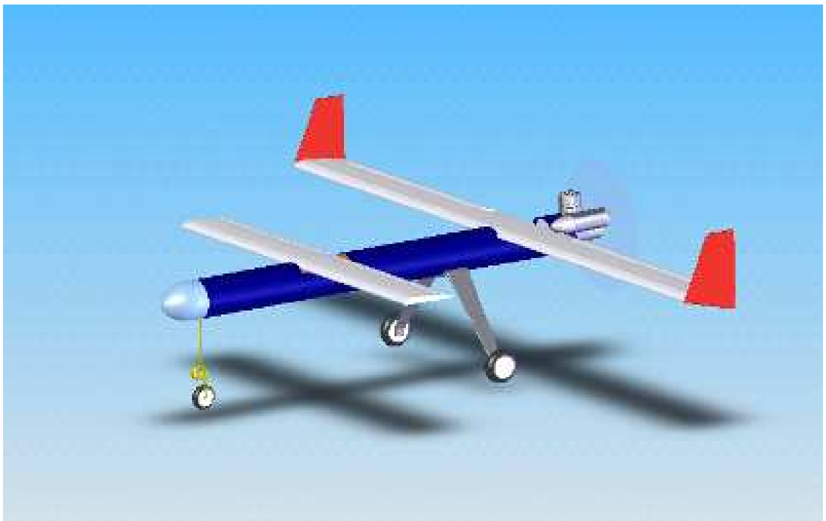
המודל תוכנן על בסיס תכנון הכטב"ם עצמו למעט הבדלים מעטים. הבנייה נעשתה בתקציב מצומצם, כ 2500 ₪ ונעשתה בפרק זמן של 8 שבועות ע"י צוות של 4 אנשים. במהלך בניית המודל התקבל ייעוץ רב מסדנאת הדגמים בפקולטה להנדסת אווירונאוטיקה וחלל בטכניון.

12.1. תכן ותצורה חיצונית

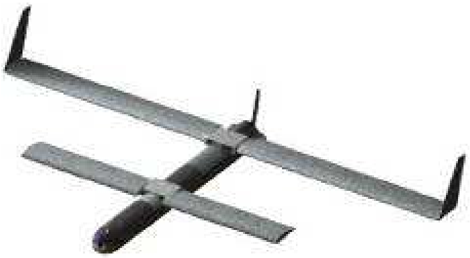
תצורת המודל המוטס תוכננה כך שתהיה הקרובה ביותר לתצורת הכטב"ם המתוכנן. זאת על מנת לדמות באופן הטוב ביותר את ההתנהגות האווירודינמית וביצועי הטיסה של הכטב"ם.

ההבדלים העיקריים בין התצורה החיצונית של הכטב"ם למודל המוטס:

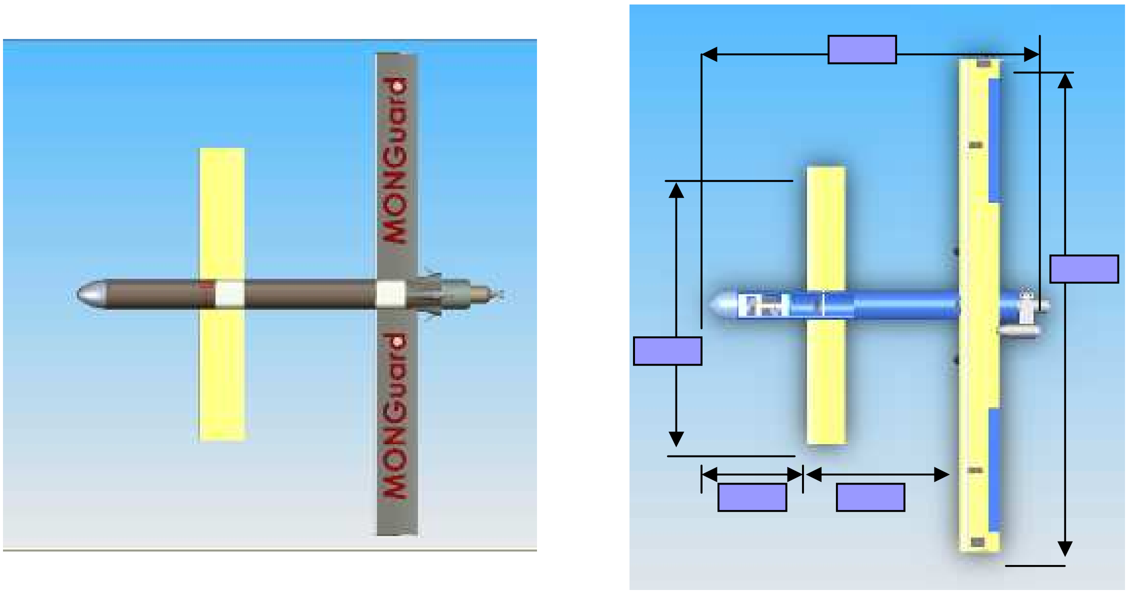
- כן נסע
- חיפוי מנוע
- ממשקים של משטחי העילוי



איור90 מודל מוטס – תמונת תיב"ם



איור91 כטב"ם – תמונת תיב"ם

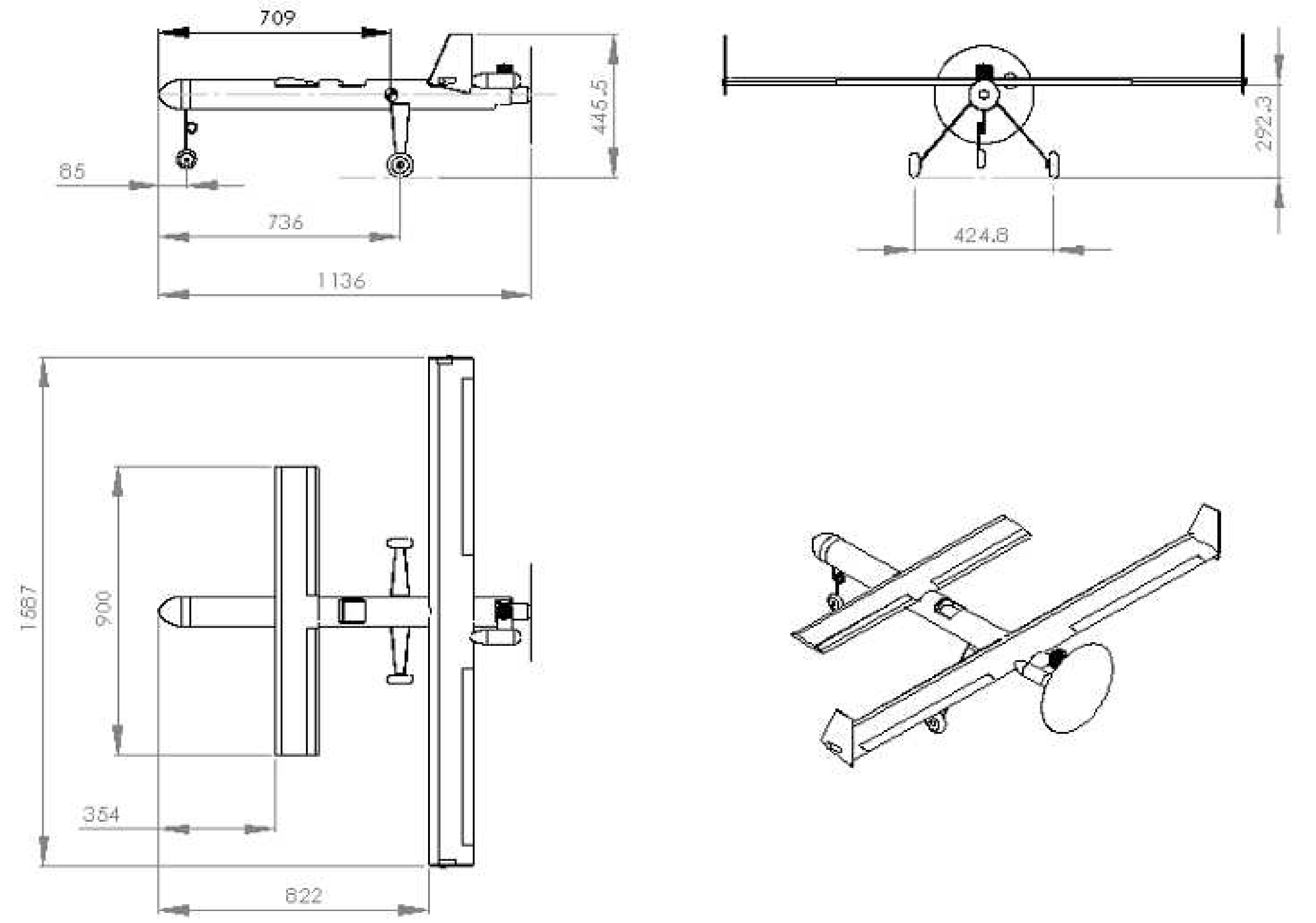


איור92 השוואה בין מידות הכטב"ם לדגם המוטס

בטבלה הבאה מתוארים נתונים כלליים מתוך תכנון הכטב"ם אל מול נתוני המודל המוטס:

	כטב"ם	מודל מוטס
משקל מלא - [kg]	50	4.55625
אורך גוף [mm]	2500	1125
קוטר גוף [mm]	200	90
מוטת כנף [mm]	3300	1485
מיתר כנף [mm]	300	135
מוטת קנרד [mm]	2000	900
מיתר קנרד [mm]	300	135
פרופיל כנף	7062SD	7062SD
פרופיל קנרד	7062SD	7062SD

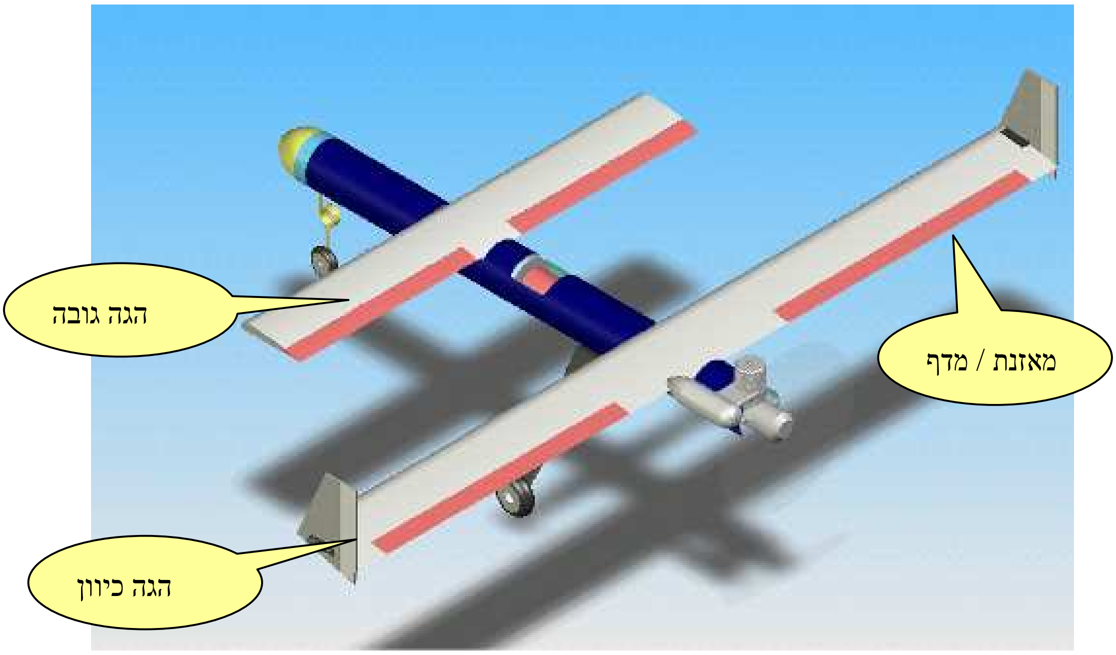
טבלה30 השוואה בין מידות הכטב"ם לדגם המוטס



איור93 ICD של המודל המוטס

12.2. היגוי

למודל המוטס היגוי בשלושה צירים (גלגול – עלרוד וסבסוב) ובנוסף אפשרות להוריד מדפי שפת זרימה בכנף (ראה תמונה).



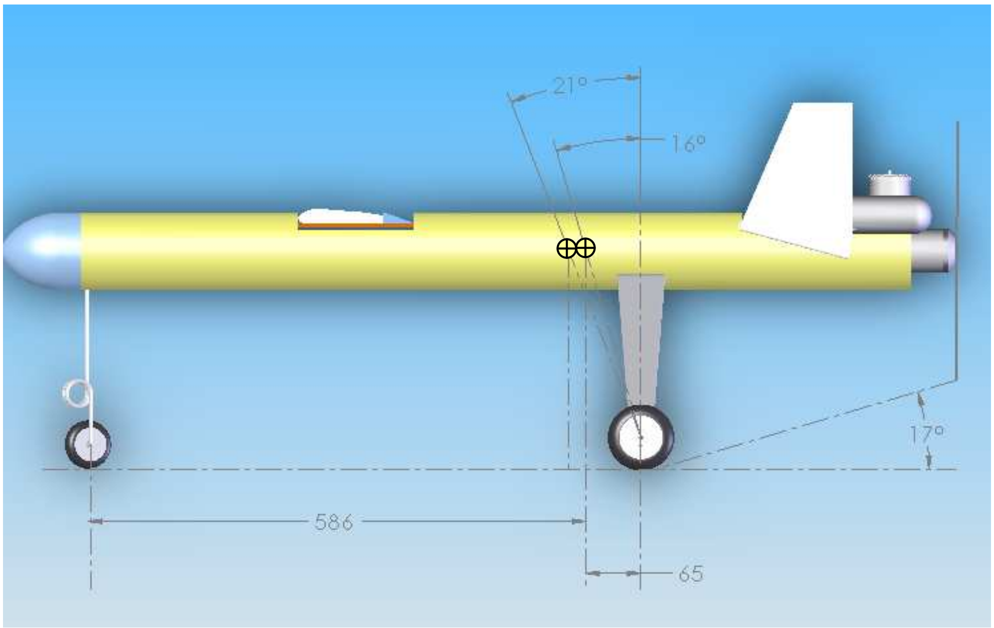
איור94 תיאור משטחי ההיגוי

- ההגאים בצידי הכנף משמשים הן כמאזנות והן כמדפים (“flaperons”). הדבר נעשה ע"י חיבור כל הגה למפעיל (סרוו) נפרד ותכנות המשדר בהתאם. התוצאה היא שבעת טיסה ניתן להוריד מדפים ולהמשיך להשתמש בהם גם כמאזנות הפועלות באופן דיפרנציאלי אך עם Offset של זווית הטיית המדפים.
- שני הגאי גובה נמצאים בשפת הזרימה של הקנרד.
- שני הגאי כיוון ממוקמים בצמוד למייצבי הכיוון בקצוות בכנף.

12.3. תכנון כן הנסע

בניגוד לכטב"ם המתוכנן לשיגור מתוך זביל, המודל המוטס תוכנן להמריא ממסלול אספלט. לשם כך תוכנן ונבנה כן נסע . הפרמטרים בהם התחשבנו במהלך התכן:

12.3.1. זווית Tip-Back :



איור95 זווית הטייה אחורה

הזווית שבין מרכז הכובד לנקודת נגיעת גלגל כן הנסע הראשי במסלול ההמראה.

זווית זו קובעת הזווית המקסימלית של המטוס ביחס לקרקע בעת רוטציה. על מנת להבטיח שהפרופלור לא יפגע בקרקע בעת ההמראה נקבעה זווית Tip-Back של 17 מעלות כמתואר בשרטוט. בנוסף נערכו איטרציות עבור גובה מינימלי של כן הנסע ומיקומו בציר האורכי של המטוס, זאת על מנת לוודא כי לא מתקבלת זווית גדולה מ-25 מעלות אשר תקשה על ביצוע רוטציה.

12.3.2. זווית מינימלית למניעת פניית יתר:

בכדי למנוע פניית יתר של המטוס על הקרקע בעת הסעה נדרש לתכנן את כן הנסע עם זווית מפתח מינימלית של לפחות 54 מעלות.

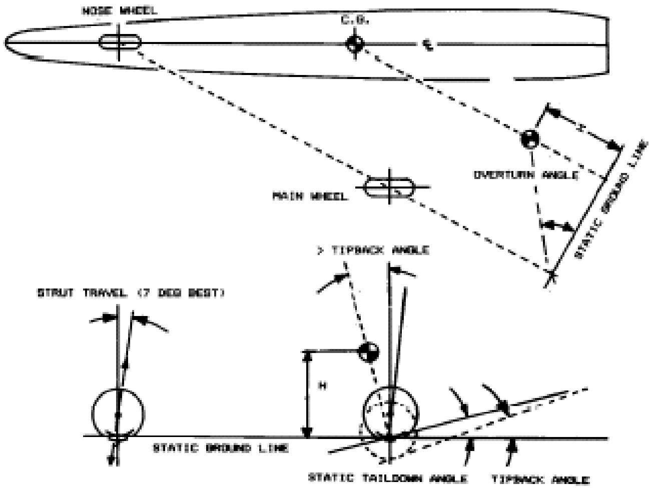
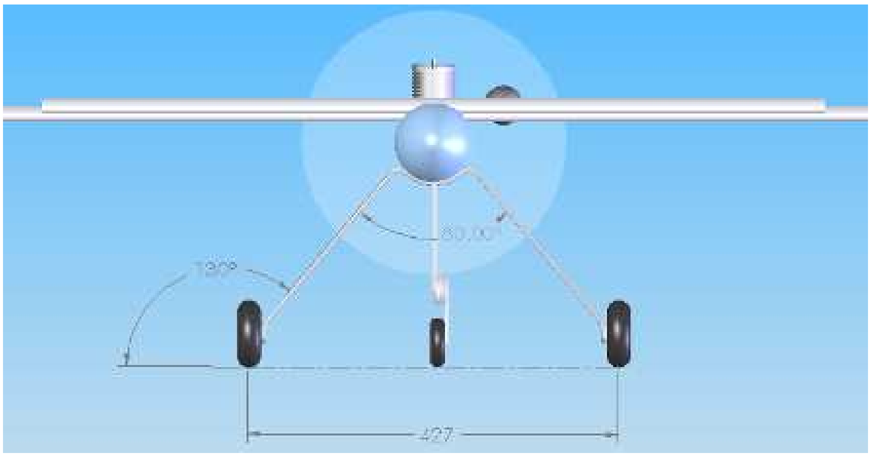


Fig. 11.4 Tricycle landing gear geometry.

איור96 זוויות למניעת פניית יתר



איור97 תיאור כן הנסע

12.3.3. מיקום כן נסע קדמי:

מיקום כן הנסע הקדמי נקבע כך שחלוקת העומס עליו יהיה של כ-10% ממשקל המטוס לעומת כן הנסע הראשי שישא ב-90% מהעומס. חלוקת העומס חושבה לפי מאזן מומנטים במצב סטטי סביב מרכז הכובד.

$$\text{front wheel MAX static load} = W \cdot \frac{L}{L+l}$$

$$\text{main gear MAX static load} = W \cdot \frac{l}{L+l}$$

כן הנסע הראשי נבנה מחומר מרוכב קרבון-אפוקסי בשיטת הנחת רבדים של קרבון והדבקתם על גבי תבנית שנבנתה בהתאם לתכנון בפרק בניית המודל המוטס.

12.4. בניית מודל גרר לדגם המוטס

גיאומטריית הדגם המוטס

parameter	model	UAV
fuse length [mm]	1170	2600
fuse diameter	90	200
wing span	1485	3300
wing chord	135	300
canard span	900	2000
canard chord	135	300
TOW [kg]	4.56	50

טבלה31 השוואה בין הכטב"ם לדגם המוטס

פורמולצייה מתמטית של גרר, למציאת ההספק הנדרש מהמנוע לדגם:

$$W = L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \qquad \rightarrow \qquad C_L^2 = \frac{4W^2}{\rho V^4 S^2}$$

$$\eta P_{req} = DV = \frac{1}{2}\rho V^3 S C_D = \frac{1}{2}\rho V^3 S\left(C_{D0} + K C_L^2\right)$$

$$\rightarrow \qquad \boxed{\eta P_{req} = \frac{1}{2}\rho V^3 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V S}}$$

מציאת C_{D_0}:

$$C_{D0} = \Delta C_{D0_{wing}} + \Delta C_{D0_{canard}} + \Delta C_{D0_{fuse}} + \Delta C_{D0_{fins}}$$

$$\Delta C_{D0} = C_{fe}\frac{S_{wet}}{S}$$

$$C_{fe} = 0.0055 \qquad \textit{for light aircrafts}$$

$$\boxed{C_{D0}=\frac{C_{fe}}{S}\left(S_{wet_{wing}}+S_{wet_{canard}}+S_{wet_{fuse}}+S_{wet_{fins}}\right)}$$

מציאת השטחים הרטובים:

$$S_{wet}=\begin{cases}2.003S_{\exp} & t/c<<0.05\\ S_{\exp}\left(1.977+0.52t/c\right) & t/c>0.05\end{cases}$$

$$S_{\exp_{wing}}=1.485\cdot 0.135=0.2\ [m^2]$$

$$S_{wet_{wing}}=0.2\cdot\left(1.977+0.52\cdot 0.14\right)=0.2\cdot 2.05=0.41\ [m^2]$$

$$S_{\exp_{canard}}=0.9\cdot 0.135=0.1215\ [m^2]$$

$$S_{wet_{canard}}=0.1215\cdot 2.05=0.249\ [m^2]$$

$$S_{\exp_{fin}}=\frac{\left(0.135\cdot 0.29\right)\cdot 0.4\cdot 0.45^2}{2}=0.017\ [m^2]$$

$$S_{wet_{fin}}=0.017\cdot 2.05=0.03505\ [m^2]$$

בגוף:

$$\begin{aligned}&Definition:\\&S_{wet}=k\left(S_{top}+S_{side}\right)/2\\&k=\pi\quad for\ round\ fuse.\sec tion\\&S_{top}=S_{side}=1.17\cdot 0.09=0.1053\\&\boxed{S_{wet}=\pi\cdot 0.1053=0.33081\left[m^2\right]}\end{aligned}$$

סיכום כל התרומות של הגרר הפרזיטי:

$$\boxed{C_{D0}=\frac{C_{fe}}{S}\left(S_{wet_{wing}}+S_{wet_{canard}}+S_{wet_{fuse}}+S_{wet_{fins}}\right)}$$

$$\boxed{C_{D0}=\frac{0.0055}{0.2}\left(0.41+0.249+0.33081+2\cdot 0.03505\right)=0.02914}$$

ולכן מודל הגרר הוא:

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2$$

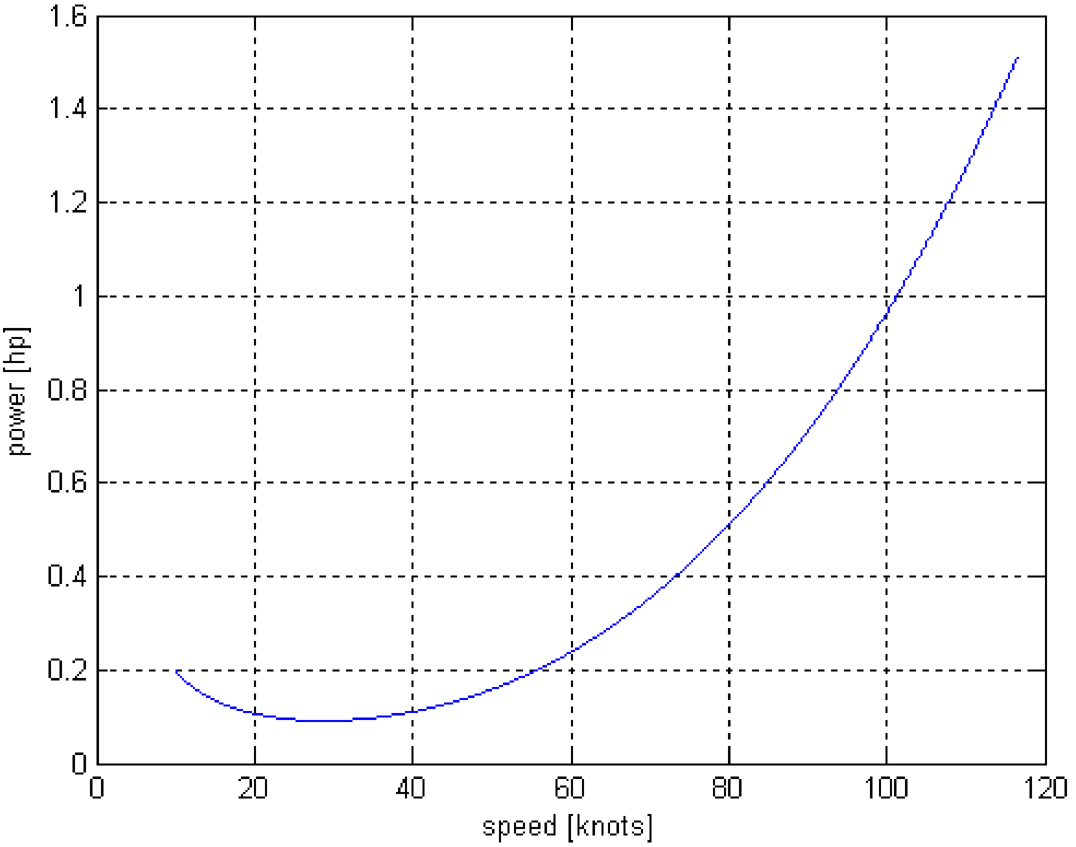
$$K = \frac{1}{\pi \mathrm{AR}\, e} = \frac{1}{\pi 1.485/0.135 \cdot 0.9} = 0.03215$$

$$\boxed{C_D = 0.02914 + 0.03215 C_L^2}$$

ולכן ההספק הנדרש המתקבל הוא:

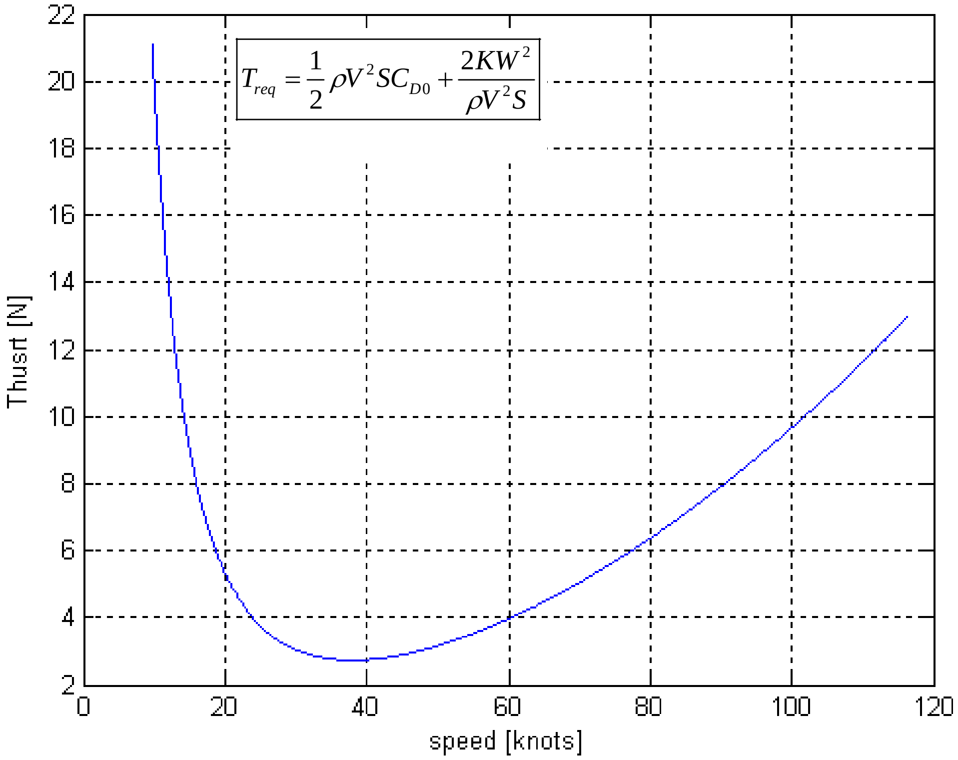
$$\boxed{\eta P_{req} = \frac{1}{2}\rho V^3 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V S}}$$

$\eta = 0.7$ *estimation*



גרף38 הספק לעומת מהירות עבור המודל המוטס

והדחף הנדרש הוא:



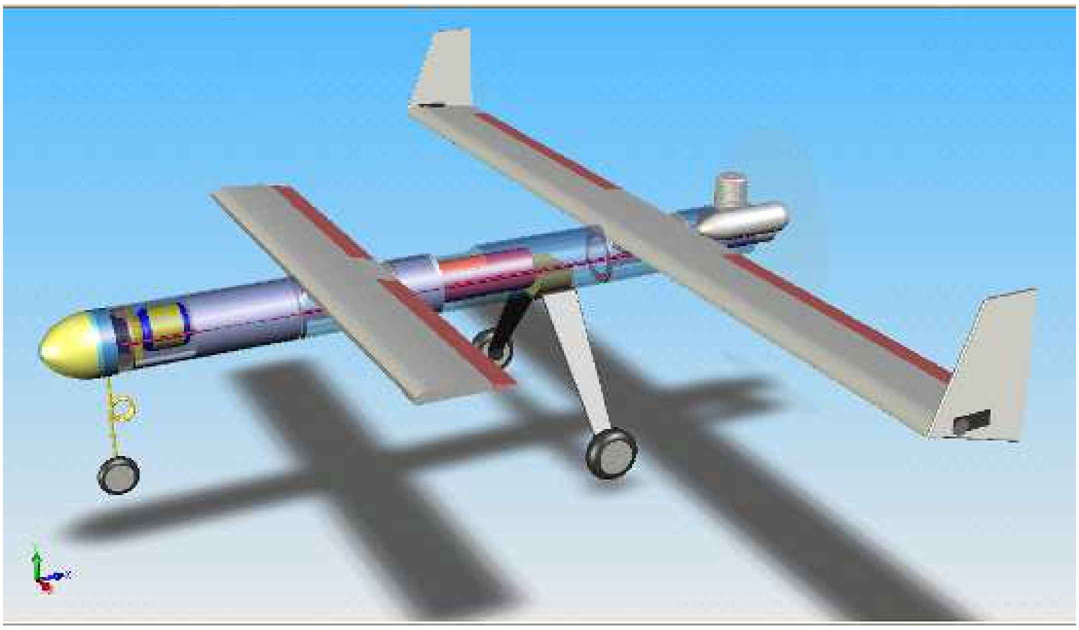
גרף39 דחף כתלות במהירות עבור המודל המוטס

13. תכן ואינטגרציה של רכיבי המודל המוטס

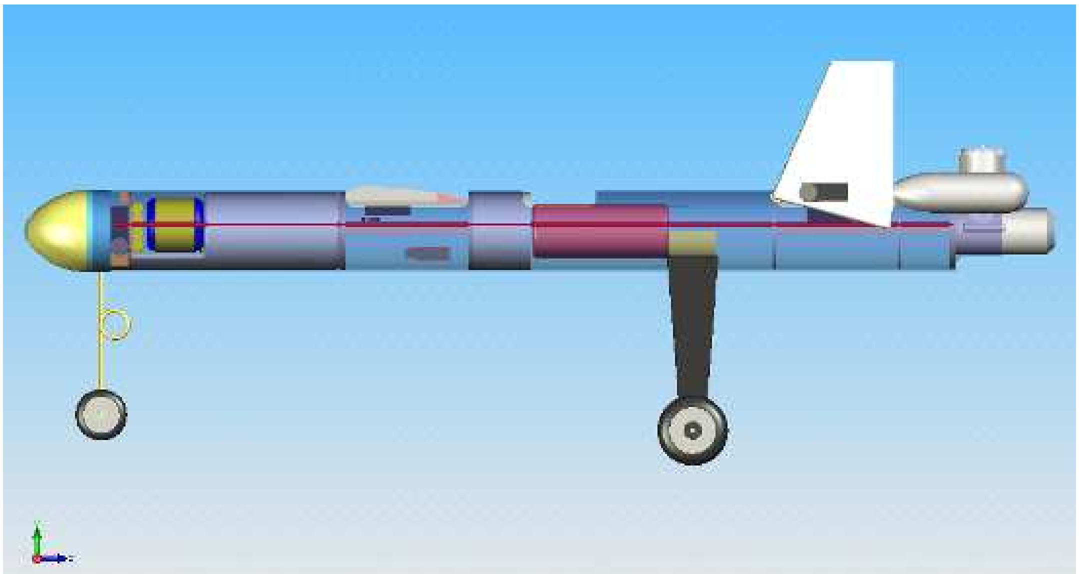
13.1 מבוא

בפרק זה נפרט את מכלולי המודל המוטס ואופן האינטגרציה שלהם בתוך גוף המטוס.

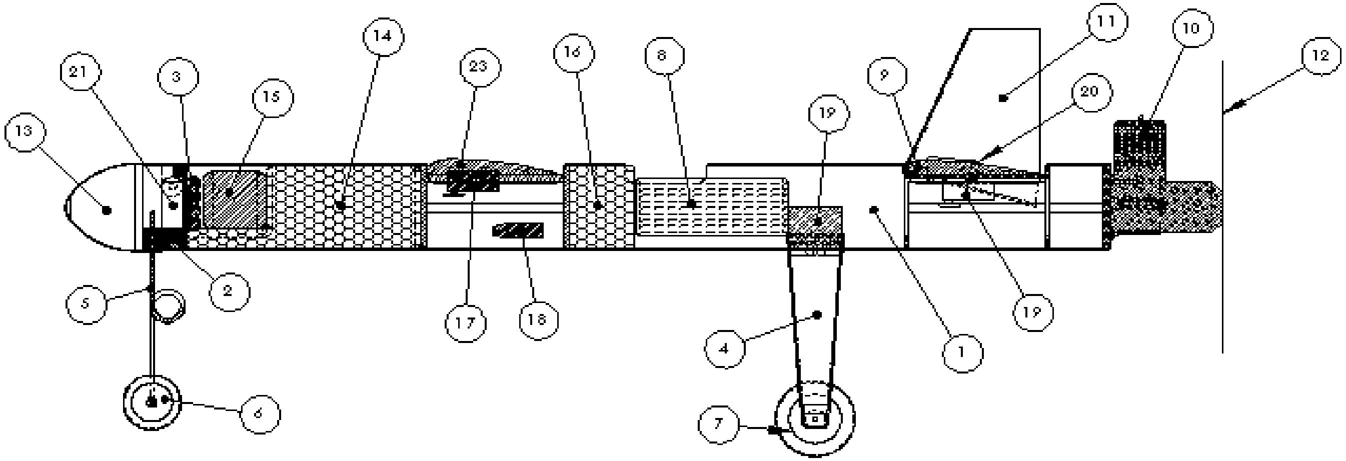
בתמונות הבאות ניתן לראות את חלוקת הרכיבים בגוף המטוס. ובהמשך שרטוט ICD של המודל המוטס ופירוט הרכיבים השונים בחתך הגוף.



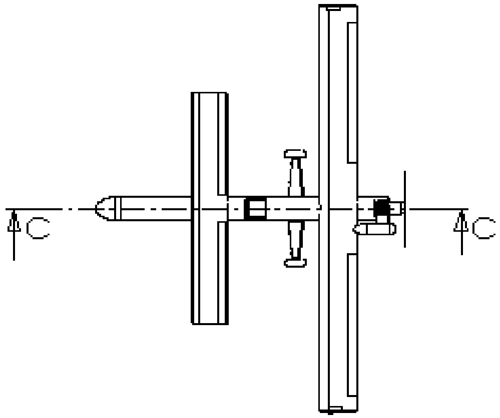
איור98 מכלולי המודל המוטס – מבט איזומטרי



איור99 מכלולי המודל המוטס – מבט צד



SECTION C-C
SCALE 1 : 4



ITEM NO.	PART NUMBER	DESCRIPTION	Default/QTY.
1	fuse	PVC fuselage	1
2	front servo & LG mount		1
3	battery pack	4X1.2V NiCd	1
4	main landing gear		1
5	front landing gear		1
6	front wheel		1
7	main wheel		2
8	fuel tank		1
9	wing		1
10	engine	OS 0.61 [cu in] 2 stroke	1
11	winglet		2
12	prop	PUSHER 12X8"	1
13	front cap		1
14	front foam spacer		1
15	balance weight	400g lead flakes	1
16	fuel tank foam spacer		1
17	canard servo	elevator servo	1
18	receiver		1
19	wing servo	flap/ailerons servo	2
20	winglet servo		2
21	front servos	throttle & front wheel servos	2

איור100 פירוט רכיבי המודל המוטס בחתך הגוף

13.2. פירוט הרכיבים

13.2.1. מנוע

13.2.1.1. נתונים: OS-0.61 [cu.in] דגם FX – מנוע המיועד לטיסנים.

Recommended Props	Weight (oz)	Output (HP@rpm)	RPM	Stroke (in)	Bore (in)	Displacement (cu in)	Engine
11x8-10, 12x7-11, 12.5x6-7	19.4	1.90 @ 16,000	2,000-17,000	0.866	0.945	0.607	.61 FX

טבלה32 נתוני המנוע למודל המוטס

13.2.1.2. בחירת מנוע:

בחירת מנוע עפ"י הספק נתון במפרט היצרן. לפי גרפים - שני

13.2.2. פרופלור

Pusher – 12X8 in. זהו פרופלור המומלץ ע"י יצרן המנוע שנבחר למודל.

הפרופלור הוכן ואוזן בסדנה בטכניון ע"י שינוי של פרופלור מסחרי קנוי מדגם Master-Airscrew 14”x8”.

13.2.3. מערכת סרוו

13.2.3.1. חישובים לצורך בחירת מפעילי הסרוו

מאחר והוחלט השתמש במפעילי סרוו המיועדים לטיסנים הקיימים בשוק, היה צורך להעריך את מומנט הציר המקסימלי המתפתח בהגה הנתון במצבי הטיסה השונים של המודל ולבחור סרוו הנותן מומנט הגבוה ממומנט זה.

13.2.4. הערכת המהירות המקסימלית של המודל

בהערכה מחמירה נניח מקדם עילוי מינימלי בזמן טיסה:

$$C_L = 0.5$$

$$W = L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$$

$$\rho \cong \rho_{SL} = 1.225\left[\frac{kg}{m^3}\right]$$

$$W \cong 35[N]$$

$$S_W = C_W b_W = 0.135 \cdot 1.475 = 0.2[m^2]$$

$$S_C = C_C b_c = 0.135 \cdot 0.9 = 0.12[m^2]$$

$$S_{total} = S_W + S_C = 0.32\ [m^2]$$

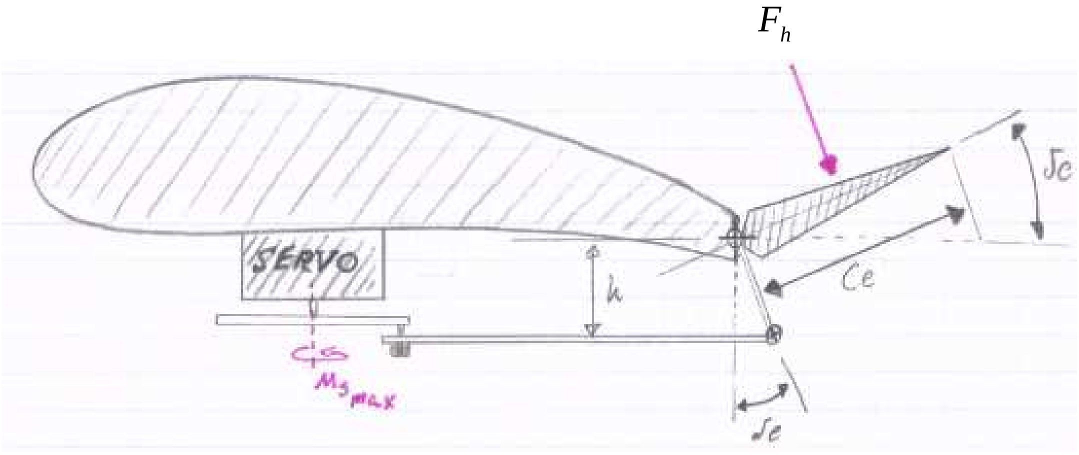
$$\Rightarrow \qquad V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_{total} C_L}} = \sqrt{\frac{2\cdot 35}{1.225\cdot 0.32\cdot 0.5}} = 18.9[m/\sec]$$

עבור מהירות מקסימלית ניקח מקדם בטחון של 2.5:

$$V_{\max} = 50[m/\sec]$$

13.2.5. חישוב המומנט בציר ההגה

בהערכה מחמירה, נניח כי כוח העילוי פועל במרכז מיתר ההגה (ראה ציור).



איור101 הגדרת משתנים גיאומטריים, כוחות ומומנטים במערכת ההיגוי

13.2.5.1. חישוב מומנט בציר הסרוו:

$$M_h = F_h \cdot \frac{c_e}{2}$$
$$f_s = {M_h}/{h}$$
$$\Rightarrow \qquad M_s = r_s \cdot f_s = \frac{r_s \cdot F_h \cdot c_e}{2h}$$

כאשר:

M_h- מומנט בציר ההגה

F_h - כוח אווירודינמי המופעל על ההגה

c_e - מיתר ההגה

r_S - זרוע הסרוו

h - זרוע מוט ההיגוי

13.2.6. סרוו מאזנות

בהערכה מחמירה נניח מקדם עילוי על ההגה:

$$C_L = 1.5$$

הערכת הכוח האווירודינמי המקסימלי הפועל על ההגה:

$$S_{aileron} = 0.04 \cdot 0.5 = 0.02[m^2]$$
$$F_{h-wing} = \frac{1}{2}\rho V_{\max}{}^2 S_{aileron} C_L = \frac{1}{2} 1.225 \cdot 50^2 \cdot 0.02 \cdot 1.5 = 46[N]$$

ובנוסף:

$$c_e = 0.04[m]$$
$$h = 0.035[m]$$

$$M_h = F_h \cdot \frac{c_e}{2} = 46 \cdot 0.02 = 0.92[N]$$

$$f_s = {M_h}\!\Big/\!{h} = \frac{0.92}{0.035} = 26.3[N]$$

$$\Rightarrow \qquad M_s = r_s \cdot f_s = 0.01 \cdot 26.3 = 0.263[N \cdot m] \cong 2.63[kg \cdot cm]$$

13.2.7. סרוו הגה גובה - קנרד

בדומה לסרוו המאזנות/מדפים נחשב את המומנט המקסימלי המופעל על סרוו קנרד בזמן הטיסה.

ההבדלים בחישוב הם שטח ההגה ובנוסף, הגה הגובה בקנרד מופעל ע"י מפעיל סרוו אחד בלבד, בעוד שהותקנו שני סרוואים בכנף, אחד עבור כל מאזנת/מדף:

$$S_{elevator} = 0.04 \cdot 0.4 = 0.016[m^2]$$

$$F_{h-wing} = \frac{1}{2}\rho V_{\max}{}^2 S_{elevator} C_L = \frac{1}{2} 1.225 \cdot 50^2 \cdot 0.016 \cdot 1.5 = 36.75[N]$$

גם במקרה זה:

$$c_e = 0.04[m]$$
$$h = 0.035[m]$$

ולכן:

$$M_h = F_h \cdot \frac{c_e}{2} = 36 \cdot 0.02 = 0.72[N]$$

$$f_s = {M_h}\!\Big/\!{h} = \frac{0.72}{0.035} = 20.6[N]$$

והפעם עבור שני מוטות היגוי המחוברים לסרוו הגה גובה:

$$M_s = 2 \cdot r_s \cdot f_s = 2 \cdot 0.01 \cdot 20.6 = 0.41[N \cdot m] = 4.1[kg \cdot cm]$$

13.2.8. סיכום מפעילי הסרוו השונים אשר נבחרו לשימוש במודל המוטס:

	מספר מפעילים	דגם	מומנט [kg*cm]
כנף	2	GWS-BBG2	5.4
קנרד	1	GWS-BBG2	5.4
הגאי כיוון	2	GWS-MICRO	1.8
גלגל חרטום	1	GWS-MICRO	1.8
מצערת	1	GWS-MICRO	1.8

טבלה33 מפעילי הסרוו בשימוש במודל המוטס

- מערכת דלק: מיכל דלק, צינוריות ודלק
- מקלט
- סוללה: 4 סוללות NiCd נטענות: 1.2V 2100 mAh
- משקולת לאיזון

הוספה משקולת של 400gr לחרטום המודל, על מנת לקיים את דרישת מרכז הכובד של המטוס.

13.3. משקל ואיזון

מרכז הכובד של המודל נקבע בהתאם לתכנון הכטב"ם בגודל המלא, כלומר על מנת לשמור על מרווח יציבות מינימלי של 20% מרכז הכובד התקבל במרחק מקסימלי של 709[mm] מחרטום המודל.

כל רכיב במודל המטוס מודל בתיב"ם. לכל רכיב הוזנו התכונות המסיות שלו, כך שקונצפט הכללת הרכיבים בגוף המטוס גובש ע"י שינוי מיקומם בתיב"ם, זאת בהתאם למרכז הכובד המדוד גם הוא ע"י תוכנת התיב"ם.

לאחר הרכבת כל חלקי המודל וכאשר מיכל הדלק ריק, הוספה משקולת של 400g במרחק של 155[mm] מהחרטום על מנת להשיג את האיזון הרצוי.

איור102 מיקום מרכז הכובד והמרכז האווירודינאמי על גבי המודל המוטס

13.4. גוף המודל

13.4.1. חומרי גלם בשימוש

חומר הגלם הנבחר עבור גוף המודל הינו צינור PVC (המיועד להשקיה) במימדים:

קוטר: 90 [mm]

אורך: 1100 [mm]

עובי: 2.2 [mm]

היתרון הבולט של ה-PVC הוא עלות האפסית של חומר הגלם. בנוסף החומר נוח לעיבוד ידני. מבדיקת התכונות המסיות של חלקי הדגם בתיב"מ נמצא כי ה- PVC מתאים גם מבחינת משקל למרות צפיפות החומר הגבוהה (כ- $1500\left[{}^{kg}\!/_{m^3}\right]$).

פלטות דיקט תעופתי בעובי 3 ו-6 מ"מ משמשות לבניית הממשקים (ראה בהמשך).

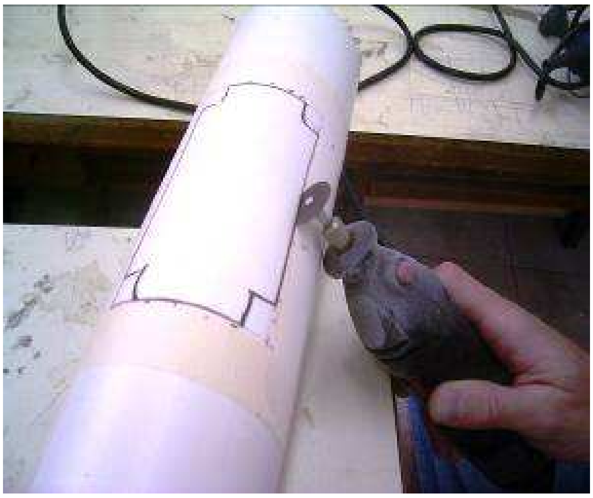
פלסטיק בצורת חצי כדור בקוטר 90[mm] נחתך מבקבוק שתייה עבור חרטום המטוס.

13.4.2. מהלך הבנייה

בשלב ראשון הוכן מתקן שנועד להחזיק את חומר הגלם במקומו בזמן העיבוד (תמונה 11.5.1). לאחר הצמדת הגוף למתקן, סומנו ונחתכו פתחים לכנף, לקנרד ופתח שירות למיכל הדלק.

במהלך עיבוד חומר הגלם, לאחר חיתוך הפתחים הנ"ל נסדק צינור ה-PVC כמתואר בתמונה בהמשך. לאחר מכן הוחלף חומר הגלם והפתחים החדשים נעשו עם רדיוסים של 5 מ"מ לפחות באזור קצוות הפתח.

איור103 שבר בגוף המודל המוטס בעקבות סדק בפתח הכנף



איור104 סימון חומר הגלם על גבי מתקן אחיזה וחיתוך פתח הכנף

איור105 התאמת פתח מיכל הדלק

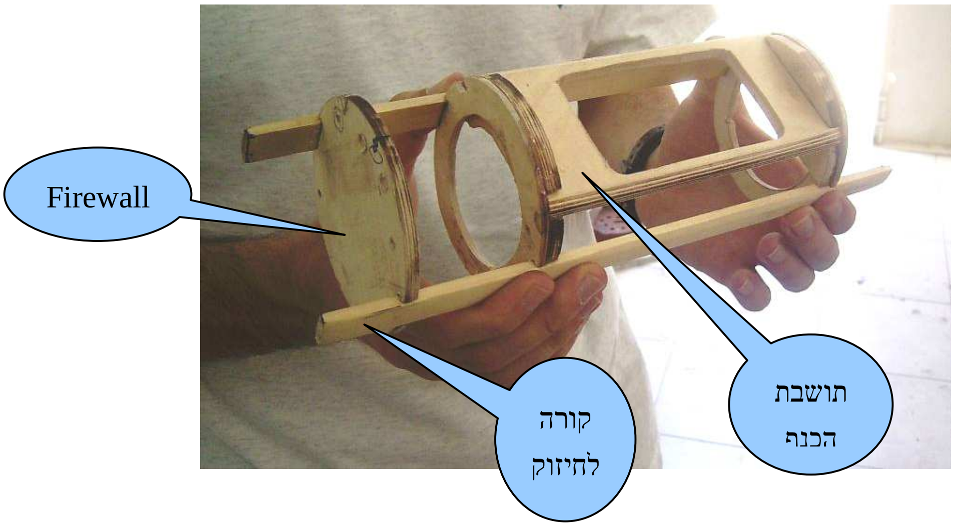
13.4.3. ממשקים

13.4.3.1. ממשק הכנף ותושבת המנוע

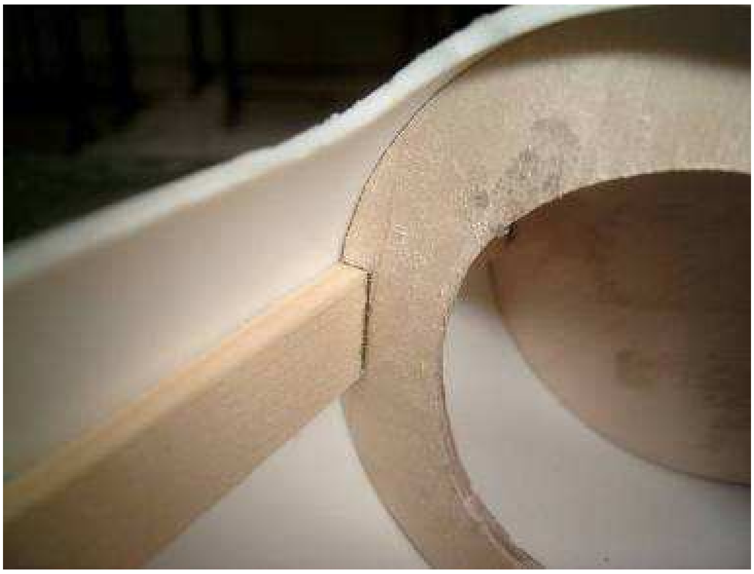
מיקום המנוע במודל נקבע בחלקו האחורי ובצמוד לכנף, זאת משיקולי מרכז כובד. לכן נבנה ממשק אשר ישמש הן כתושבת למנוע והן כאמצעי לחיזוק הכנף לגוף. ממשק זה מהווה חיזוק מבני באזור בו מופעלים כוחות ומומנטים מרביים על גוף המטוס.

הממשק מורכב משלושה חוצצים עגולים בקוטר פנים הגוף וביניהם קורות חיזוק אשר הותאמו גם כן לצורתו הפנימית של הגוף.

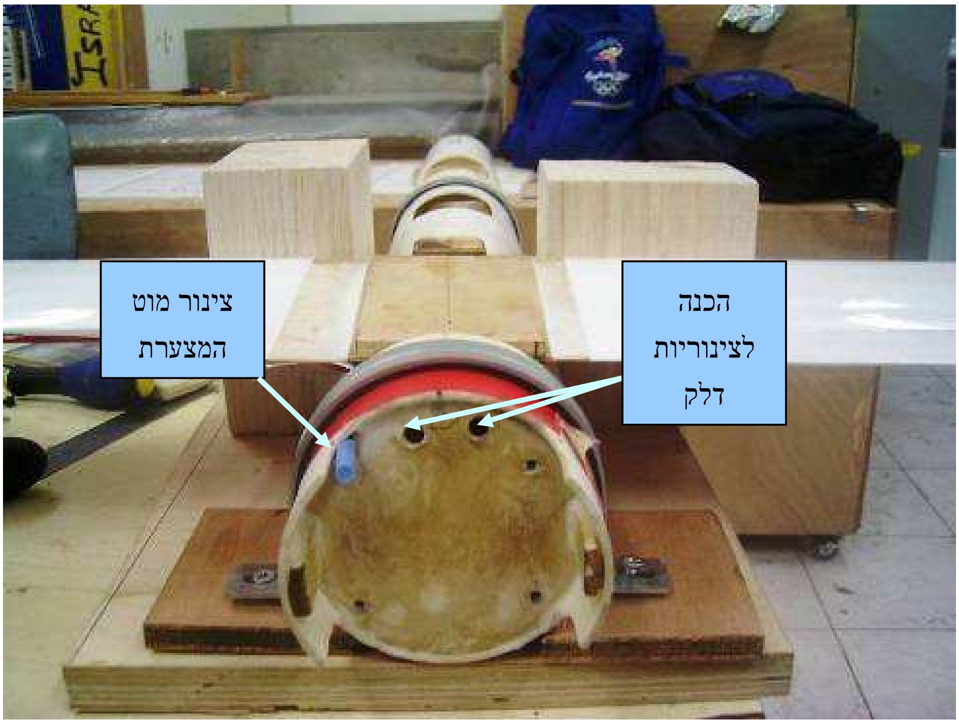
איור106 ממשקל גוף – כנף ומחיצת אש



איור107 תיאור מרכיבי ממשק גוף – כנף ותושבת

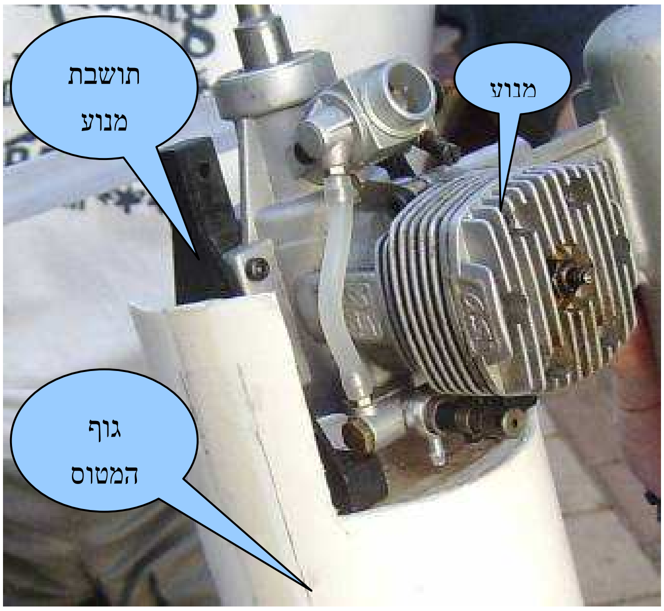


איור108 התאמה סופית של ממשק גוף – כנף לפני הדבקה



איור109 תיאור קיר האש בחלקו האחורי של המודל המוטס

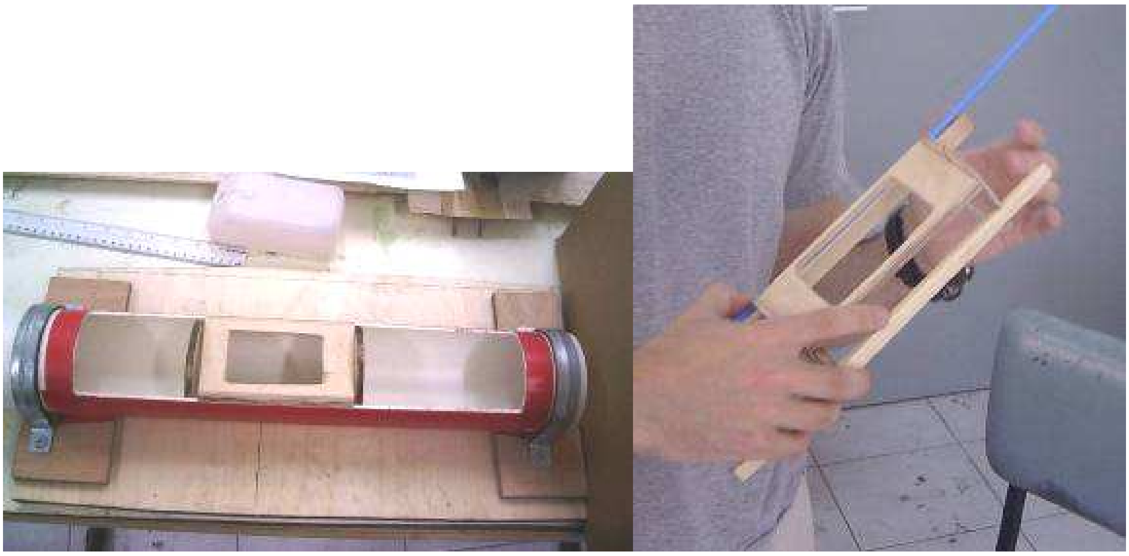
בתמונה הבאה ניתן לראות חיתוך שנעשה בגוף על מנת להתאים את תושבת המנוע והמנוע למקומם.



איור110 התאמת תושבת המנוע למחיצת האש

13.4.3.2. ממשק הקנרד

עקרון מבנה הממשק זהה לזה של ממשק הכנף, פרט לכך שאין בו את צלע תושבת המנוע ("firewall"). הממשק בנוי משני חוצצים עגולים, פלטה עילית לחיבור הקנרד וקורות חיזוק המודבקות לגוף.



איור111 ממשק גוף - קאנרד

13.4.4. תושבת סרוו וגלגל חרטום

בחלקו הקדמי של גוף המטוס, נבנתה תושבת עבור הסרוואים – גלגל חרטום ומצערת. תושבת זו

כוללת ממשק חיבור לכן הנסע הקדמי ומכניזם המחבר בין הסרוו למוט כן הנסע לצורך היגוי על הקרקע בעת הסעה על מסלול ההמראה.

איור112 תושבת סרוו וגלגל חרטום

13.4.5. גימור

גימור גוף המודל נעשה ע"י צביעתו בצבע אפוקסי עמיד בפני דלק. בתמונות הבאות ניתן לראות את העברת החיווט מאזור הכנף (מפעילי סרוו קדמיים) לאזור הקנרד, שם ממוקם המקלט.

איור113 גימור הגוף וחיווט הסרוו מהכנף אל המקלט באזור הקאנרד

איור114 מיקום המקלט והסוללות בפתח הקאנרד

13.5. כנף

13.5.1. חומרי גלם בשימוש

- 3 פלטות קלקר [mm] 500x150x40
- פלטת בלזה בעובי [mm] 1 לציפוי הכנף
- דיקט תעופתי לחיזוקי הכנף והממשק לגוף
- מוטות היגוי מפלדה
- בד סיבי זכוכית לחיזוק שורש הכנף
- ציפוי ניילון מסוג “Solar Film” לגימור הכנף

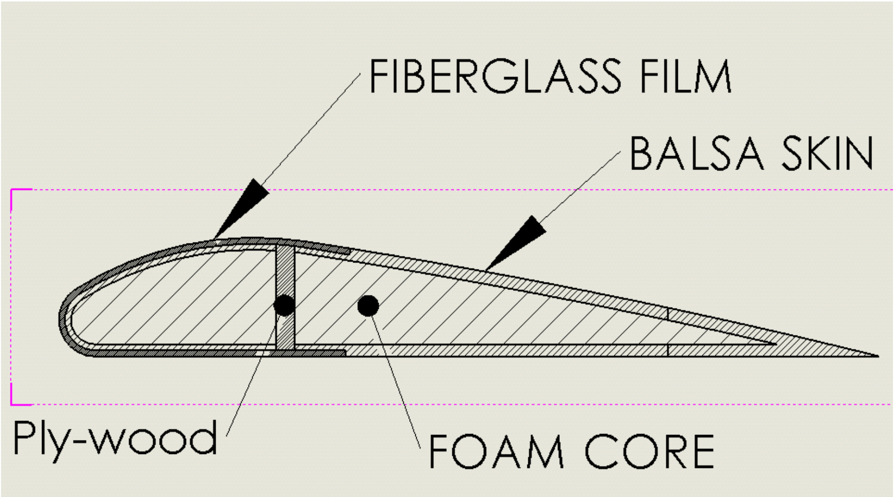
13.5.2. מהלך הבנייה

הכנף נבנתה מליבת קלקר אשר עובדה באמצעות תיל חם לצורת הפרופיל הרצוי.

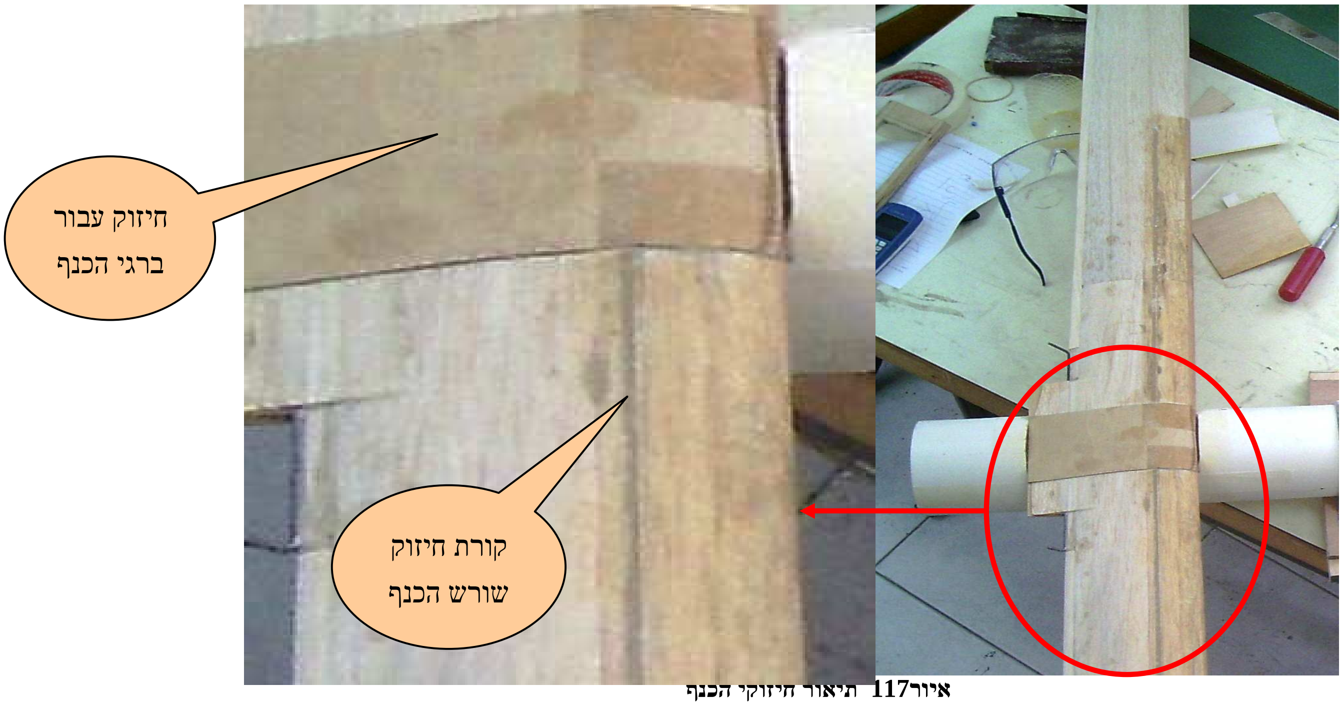
הליבה צופתה ב-"skin" מבלזה כפי שניתן לראות בתמונה.

איור115 הכנף בשלב הציפוי הראשוני

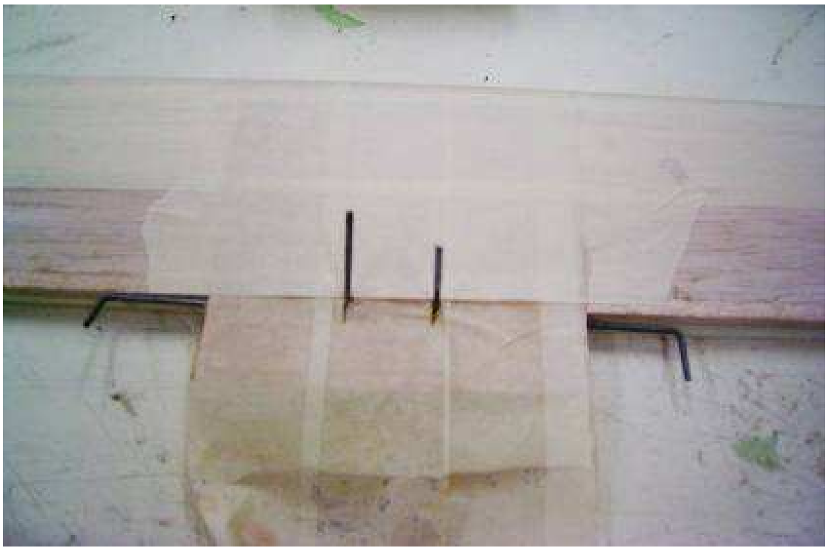
מאחר ומנת המימדים של הכנף גדולה יחסית $\left(AR=11.4\right)$ היה צורך להוסיף חיזוק לשורש הכנף. החיזוק נעשה ע"י הדבקת קורה מדיקט תעופתי (Ply-wood) לתוך הכנף באזור רבע המיתר. לשם כך נחתך חריץ לאורך הכנף כמתואר בציור. על מנת לקבל את החיזוק הרצוי צופה איזור החיזוק בבד סיבי זכוכית ואפוקסי. הדבר הוא חיוני בכדי למנוע גזירה של ה- "skin" באזור החיזוק בעת העמסת הכנף.



איור116 תיאור מבנה הכנף



איור117 תיאור חיזוקי הכנף



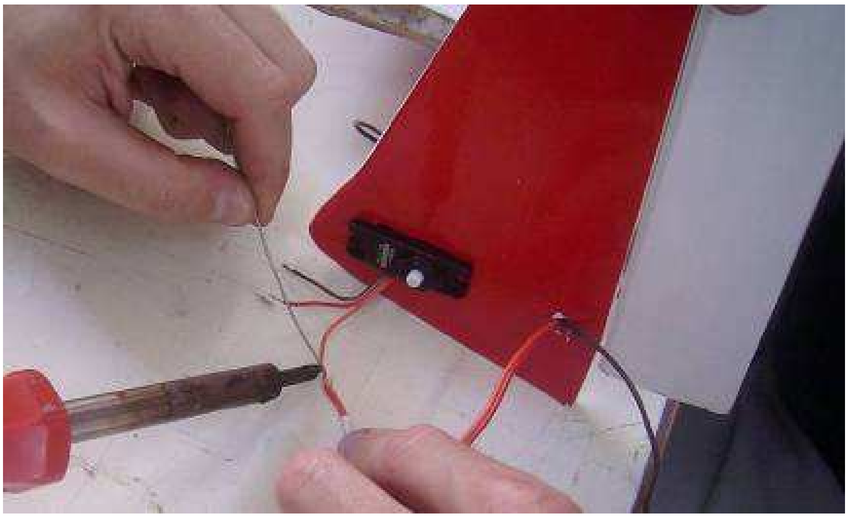
איור118 חיזוק שורש הכנף בבד סיבי זכוכית

13.5.3. ממשקים

13.5.3.1. מיצבי והגאי כיוון

מייצבי הכיוון והגאי הכיוון מותקנים בשני קצוות הכנף (תצורת "wingtips"). בתמונות הבאות ניתן לראות את חיבור מייצבי הכיוון לכנף ואופן התקנת סרוו הגה הכיוון.

איור119 הדבקת מייצב כיוון לקצה הכנף

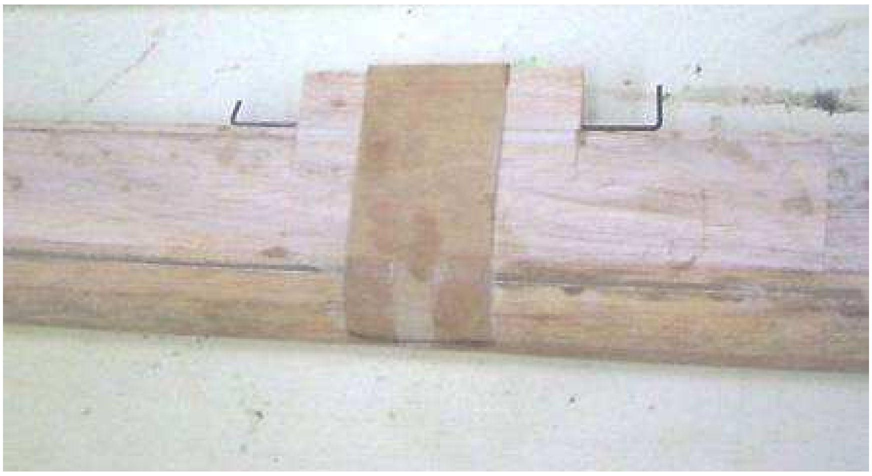


איור120 התקנת סרוו הגה כיוון וחיווט הסרוו בכנף

13.5.3.2. מוטות היגוי למאזנות/מדפים

לצורך העברת המומנט מהסרוו למומנט בצירי המאזנות/מדפים הועברו מוטות היגוי מפלדה בתוך מבנה הכנף. על מנת שמוט ההיגוי ינוע בחופשיות, מולבש עליו צינור מפליז באזור המגע בין ליבת הכנף למוט הפלדה, כך שהמוט עצמו אינו מודבק לכנף.

איור121 מוטות היגוי מאזנות – צד החיבור לסרוו

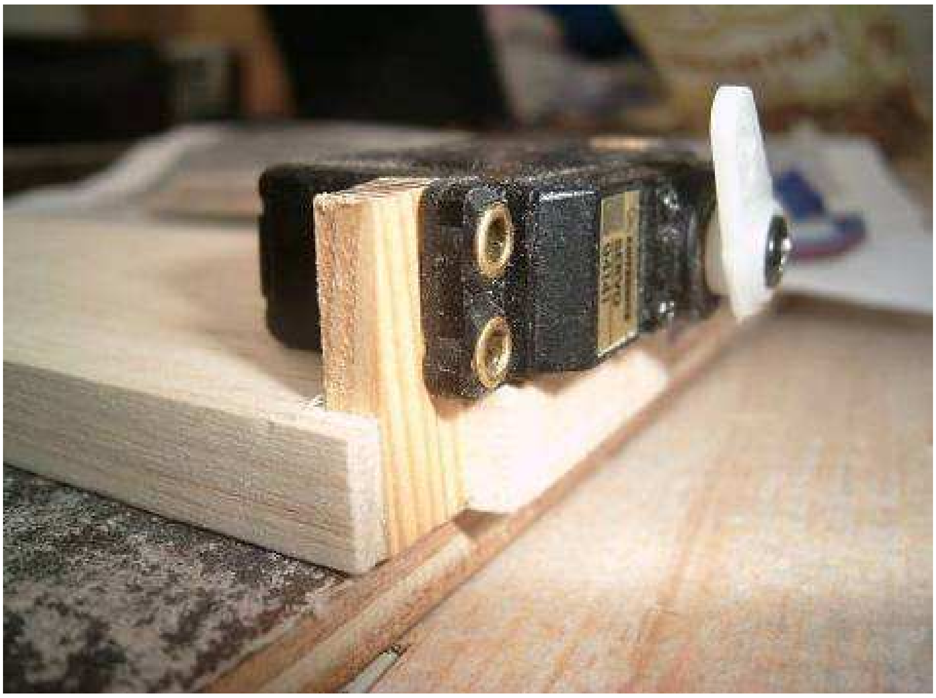


איור122 מוטות היגוי מאזנות – צד החיבור להגה

13.5.3.3.   תושבת סרוו - כנף

נבנתה תושבת לשני מפעילי סרוו אשר משמשים להיגוי דיפרנציאלי של כל מאזנת בנפרד. הממשק הודבק לחלקה התחתון של הכנף.

איור123 תושבת סרוו כנף – מבט על



איור124 תושבת סרוו כנף – מבט איזומטרי

13.5.3.4. חיווט

חוטי חשמל הושחלו בתוך צינורית אשר מוקמה לאורך הכנף באזור שפת הזרימה, זאת על מנת לחבר את מפעילי הגאי הכיוון בקצה הכנף אל המקלט אשר נמצא באזור הקנרד.

איור125 השחלת חוטים לסרוו הגה כיוון דרך הכנף

13.6. קנרד

13.6.1. חומרי גלם בשימוש

- פלטת קלקר [mm] 900x150x40
- פלטת בלזה בעובי [mm] 1 לציפוי הקנרד
- מוטות היגוי מפלדה
- בד סיבי פחמן (בסידור סיבים של $0°$ ו- $90°$) לחיזוק שורש הכנף
- ציפוי ניילון מסוג "Solar Film" לגימור הקנרד

13.6.2. מהלך הבנייה

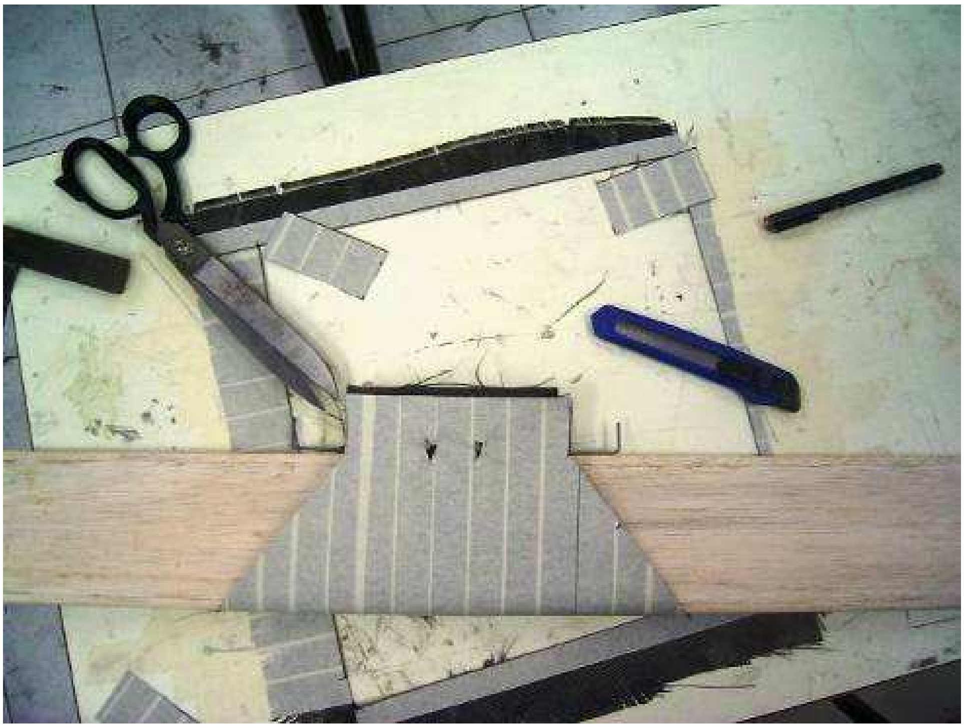
הקנרד, בדומה לכנף מורכב מליבת קלקר, עליה מודבק "skin" מבלזה בעובי 1[mm].

מאחר שלקנרד מנת מימדים קטנה מזו של הכנף ובנוסף נושא בפחות עומס בזמן טיסה ותמרונים, שורש הקנרד לא חוזק באמצעות קורה וציפוי. החיזוק התבצע ע"י ציפוי ה"skin" בשכבה אחת של סיבי פחמן ואפוקסי באזור בו מתפתחים מאמצים גבוהים באזור השורש.

בתמונות הבאות ניתן לראות את אופן הדבקת בד סיבי הפחמן על האזור המיועד חיזוק בקנרד והתוצאה בתמונה בהמשך.

איור126 הכנת בד פחמן להדבקה על גבי הקאנרד – סימון המידות

איור127 הכנת בד פחמן להדבקה על גבי הקאנרד – מריחת דבק



איור128 הדבקת בד פחמן על גבי הקאנרד

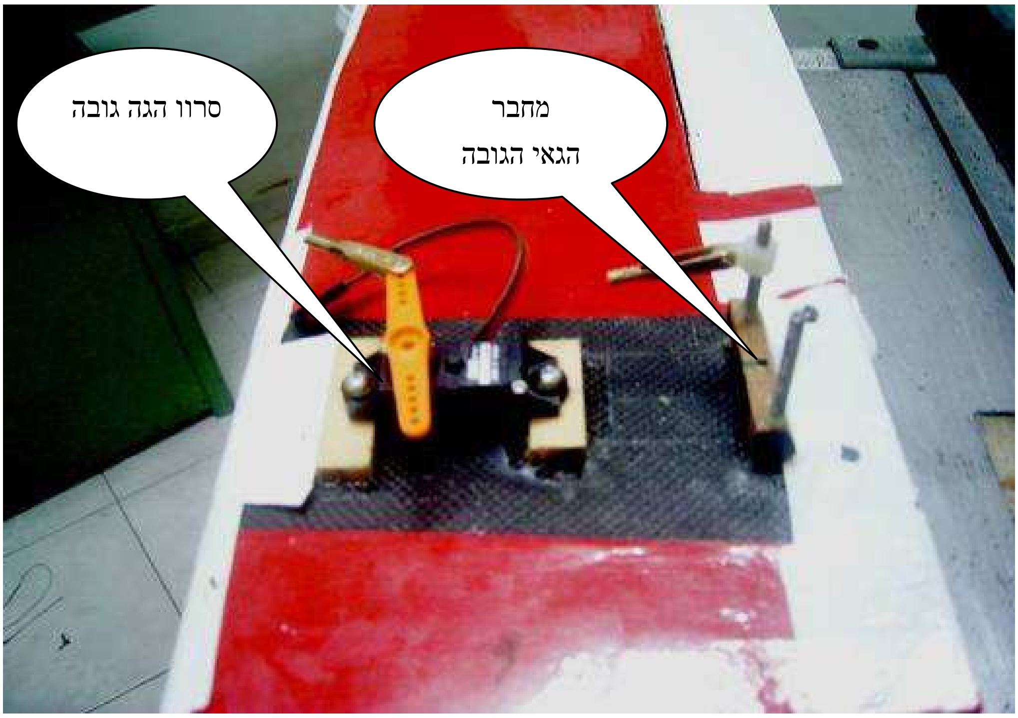
איור129 קאנרד מצופה למחצה

13.6.3. ממשקים

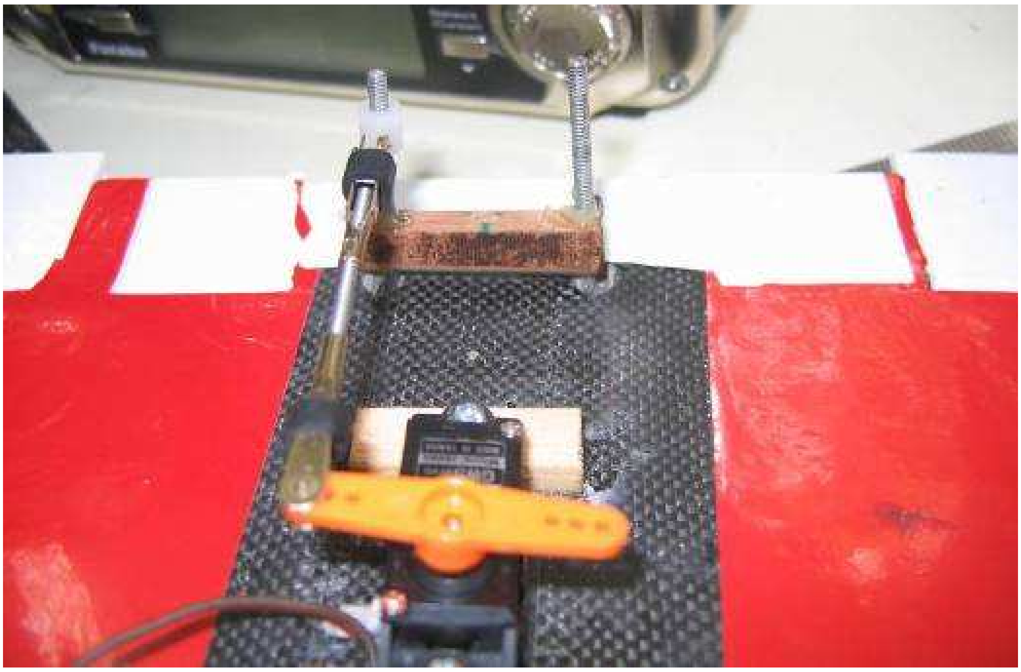
13.6.3.1. ממשק קנרד לסרוו הגה גובה

סרוו הגה הגובה מחובר ע"י גשר המחבר בין מוטות ההיגוי, כך ששני הגאי הגובה נוטים לאותו

הכיוון בהינתן מומנט בציר הסרוו.



איור130 מיקום סרוו הגה גובה על גבי הקאנרד



איור131 חיבור סרוו הגה גובה למוטות ההיגוי

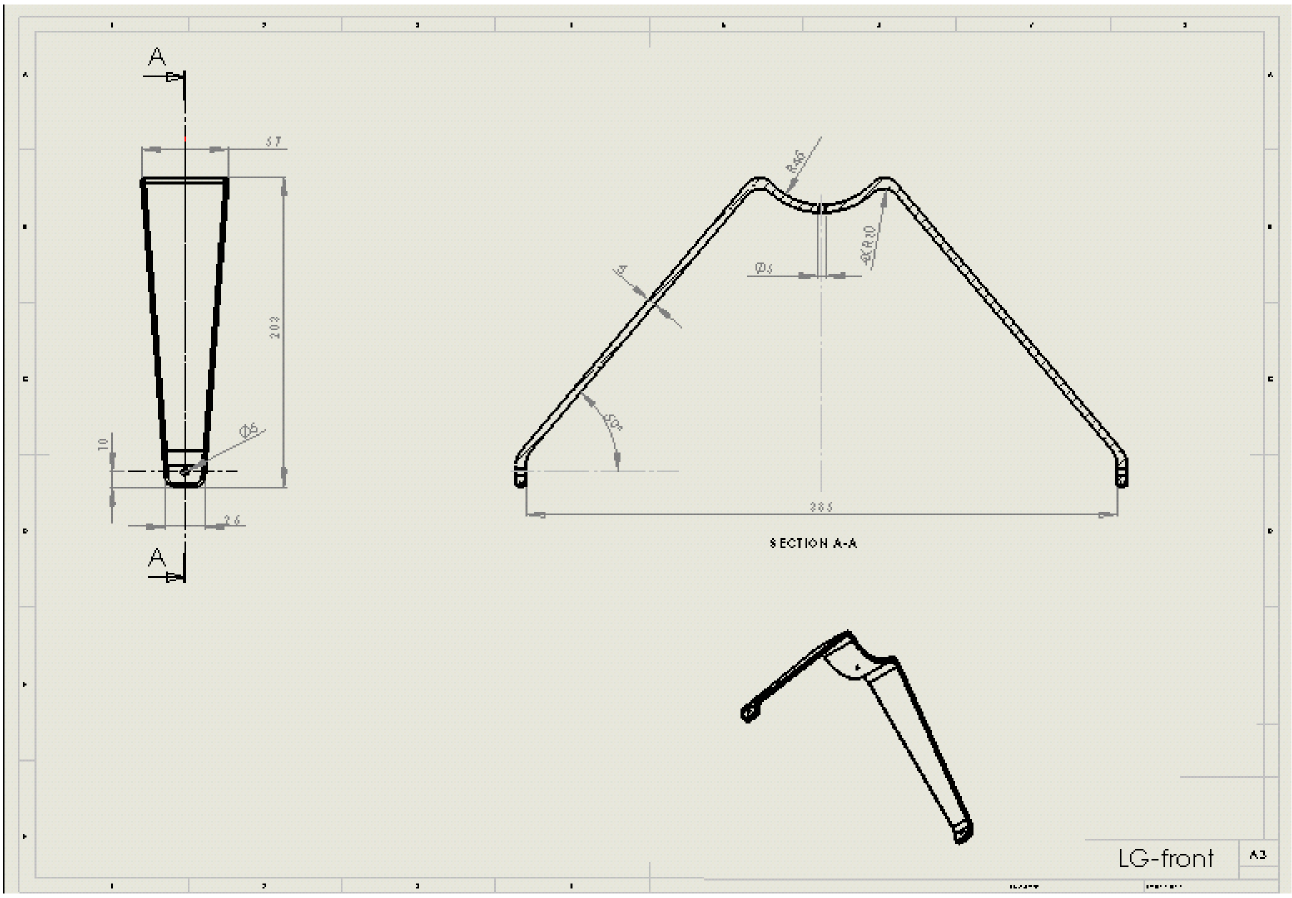
13.6.4. גימור

גימור הקנרד זהה לזה של הכנף ע"י ציפוי בד "סולר פילם".

איור132 ציפוי הקאנרד בבד ניילון

13.7. כן נסע

בהתאם לתכנון (ראה סעיף 11.3) נבנתה תבנית עפ"י שרטוט כן הנסע הבא:



איור133 שרטוט כן נסע ראשי

13.7.1. בניית תבנית:

איור134 תבנית כן נסע ראשי

הנחת שכבות של בד סיבי פחמן הטבול במטריצת אפוקסי דלילה. לאחר הנחת הבדים, כן הנסע הונח לייבוש של 24 שעות.

איור135 כן הנסע לאחר ייבוש הבדים על גבי התבנית

גימור כן הנסע נעשה ע"י שיוף במכונה לצורה המבוקשת:

איור136 כן הנסע לאחר ליטוש

14. ניסויי טיסה

בתאריך 07/07/2006 בוצע ניסוי בו הוטס המודל שלוש פעמים.

14.1. מטרת הניסוי

- לבחון ולהוכיח את תכן הכטב"ם אשר נעשה בסמסטר הראשון של הפרויקט.
- ללמוד על ביצועי הטיסה של הכטב"ם בתנאי טיסה משתנים הכוללים מצבי טיסה סטנדרטיים כמו גם תמרונים חדים והיחלצות ממצבי טיסה מסוכנים.
- שיפור תכן הכטב"ם והבהרת הנושאים הנחוצים להמשך מחקר לפי ממצאי הניסויים ובהשוואת הניסויים לתיאוריה.

14.2. מהלך הניסוי

14.2.1. טיסה מס' 1:

- הכנות שלפני ההמראה: המנוע הורץ יום לפני הניסוי לבדיקת התחממות על הקרקע. נמצא כי המנוע מתחמם יותר מהרגיל, אך פועל בסל"ד נמוך למשך מספר דקות בהתאם לנדרש. המנוע נבדק בסל"ד גבוה למשך מספר שניות בלבד בכדי למנוע התחממות יתר של המנוע, ובהנחה שבתנאי המראה וטיסה יקורר ע"י המהירות המציפה.
- התבצעה הרצת המודל על הקרקע על מנת לבדוק ניהוג תקין במהירות נמוכה (ע"י גלגל החרטום).
- המראה: לאחר ריצת המראה של כ – 20 מטרים המטוס ניתק מהקרקע בזינוק תלול שלא כמצופה, תוך כדי טיפוס ושמירה על זווית נסיקה גבוהה.
- איסוף גובה וטיסה במעגלים. דווח על שליטה טובה במטוס ותחושת יציבות אורכית טובה (עלרוד) לעומת רגישות גבוהה לפקודת גלגול.
- נחיתה: הנחיתה התבצעה כמצופה. גישה לנחיתה בוצעה כאשר לא הייתה רוח בגובה המסלול. יש לציין כי הובחנה יכולת טיסה טובה במהירויות נמוכות בגישה לנחיתה ובעת "ההצפה" של המטוס לפני הנגיעה בקרקע.

איור137 נחיתת המודל המוטס בעת ניסוי טיסה מספר 1

איור138 נחיתת המודל המוטס בעת ניסוי טיסה מספר 1

14.2.2. טיסה מס' 2:

- המראה:
- לאחר ריצת המראה המטוס ניתק מהקרקע בזינוק.
- איסוף גובה וטיסה במעגלים במשך כ-3 דקות.
- גם בטיסה זו דווח על רגישות יתר לפקודת גלגול וקושי בביצוע פניות.
- נחיתה: הנחיתה התבצעה בשדה לאחר שכבה המנוע במרחק של כ- 30 מטרים מהמסלול. במהלך הנחיתה ניתק כן הנסע מתושבת כן הנסע שבגוף המטוס. בנוסף נפגע חרטום המטוס העשוי מפלסטיק.

איור139 תמונת תקריב של המודל המוטס בעת טיסה בניסוי מספר 2

14.2.3. טיסה מס' 3:

- המראה:
- לאחר ריצת המראה של כ- 20 מטרים המטוס ניתק מהקרקע. גם בטיסה זו נראה כי המטוס מזנק בעת הניתוק מן הקרקע.
- איסוף גובה וטיסה במעגלים במשך כ-2 דקות.
- בדיקת מצב ההזדקרות של המטוס:

- בשלב זה הוחלט להכניס את המטוס למצב הזדקרות בגובה רב. לאחר איסוף גובה וטיסה ישרה ואופקית הורד סל"ד המנוע לסרק והגה הגובה הוחזק מוטה כלפי מטה על מנת לשמר מצב של זווית עלרוד- אפס. בשלב זה נראה כי אף המטוס אינו נוטה כלפי מטה, וכי מהירות המטוס יורדת בצורה חדה, תוך כדי איבוד גובה. תחושת המטיס הייתה שהמטוס לא מזדקר. בשלב זה הועלתה מהירות המטוס על מנת לחזור לטיסה ישרה ואופקית.
- בטיסה זו הוחלט גם להוסיף מספר תמרונים שונים הכוללים פניות חדות והיחלצות מצלילה. תוך כדי תמרון פנייה, כבה מנוע המטוס בגובה רב, כאשר המטוס מתרחק מן המסלול. בשלב זה המטיס התחיל לבצע פנייה בגלגול על מנת להחזיר את המטוס למסלול. תוך כדי פנייה, החריף הגלגול ואף המטוס הוטה כלפי מטה, כאשר המטוס מאבד גובה. המטיס לא הצליח להוציא את המטוס ממצב צלילה וזה התרסק כ- 200 מטרים מהמסלול.

איור140 מצב המודל המוטס לאחר ההתרסקות בניסוי טיסה מספר 3

14.3. מסקנות מניסוי הטיסה

14.3.1. בעיית קירור המנוע

מבירור שנעשה לפני התקנת המנוע במודל המוטס הובהר כי דגם זה של המנוע הינו אמין ואינו

נוטה להיכבות בזמן טיסה. בנוסף המנוע הספציפי נבדק בזמן טיסה על מודלים אחרים והוכח כיעיל ואמין. לכן ניתן להניח שבעיית חימום היתר של מנוע המותקן בתצורה של מנוע דוחף "Pusher" היא אשר גרמה לכיבוי בזמן טיסה.

הסבר התופעה: מנוע המוצב בתצורה סטנדרטית של מנוע "מושך" המוצב בדרך כלל בקדמת המטוס מנצל את זרימת האוויר היוצא מהמדחף לכיוון המנוע. הזרימה מהירה ממהירות הטיסה ועוברת דרך צלעות הקירור של המנוע. לעומת זאת, מנוע המותקן בתצורה של מנוע דוחף "Pusher" אינו מתקרר באופן רציף אלא ע"י הזרימה המגיעה אליו כתוצאה ממהירות הטיסה היחסית לאוויר. מאחר והמנוע שנבחר מתוכנן לפעול בתצורה הסטנדרטית היה צורך לשלב אמצעי קירור נוסף למניעת חימום יתר.

רגישות יתר לגלגול ויציבות רוחבית

במהלך שלושת טיסות הניסוי, דווח על קושי בשליטה על גלגול המטוס ויציבות רוחבית לא מספקת. ההנחה היא שהיה צורך במייצבי כיוון יותר גדולים על מנת לקזז את השפעת הצימוד בין הגלגול לסבסוב.

14.3.2. הזדקרות הקנרד ואי תפקוד הגה הגובה

במהלך הטיסה השלישית כבה מנוע המטוס בגובה רב בזמן תמרון פנייה. כאמור, לאחר ניסיון להחזיר את המטוס לכיוון מסלול הנחיתה בעת ביצוע פניה בגלגול, המטוס ביצע צלילה והטייס לא הצליח להחזיר את המטוס לטיסה ישרה ואופקית באמצעות הגה הגובה. הסיבה לכך היא ככל הנראה הזדקרות של המטוס כתוצאה מניסיון לבצע פנייה חדה מדי. ברגע שהכנף נכנסה למצב של הזדקרות כתוצאה מפנייה זו, המטוס החל להסתחרר סביב צירו האנכי. על מנת להיחלץ ממצב זה, דרוש הגה כיוון גדול מזה שתוכנן למודל. הגה הכיוון יצר מספיק מומנט סביב מרכז הכובד בזמן טיסה ישרה ואופקית בתנאים הסטנדרטיים, אך לא במקרה של הזדקרות המטוס בטיסה איטית מאוד. בנוסף יש לציין כי נראה שלמטוס יש יכולת טיסה במהירות איטית ביותר (ראה סעיף 11.6.1 – מהלך ניסויי הטיסה). שילוב של מהירות איטית ומייצבי כיוון והגאי כיוון קטנים יחסית, גרמו למטוס להיכנס למצב סחרור ממנו לא הייתה אפשרות להיחלץ.

המסקנה היא שיש צורך לשים דגש להיחלצות מסחרור בתכנון הגאי הכיוון. בתצורה הנוכחית יש לבדוק את האופציה להגדיל את מיצבי הכיוון והגאי הכיוון על מנת לענות על דרישה זו.

14.3.3. זינוק בעת המראה

בכל שלושת טיסות הניסוי, נראה המטוס מזנק בעת הניתוק מן הקרקע בזמן המראה. נראה כי

תצורת הקנרד רגישה להיגוי יתר של הגה הגובה בעת המראה. ההסבר לכך הוא שבניגוד לתצורה רגילה, בה הגה הגובה מוצב מאחורי מרכז הכובד של המטוס (ולכן הטיית הגה הגובה כלפי מטה יוצרת מומנט חיובי – מרים אף), בתצורת הקנרד מייצב והגה הגובה ממוקמים לפני מרכז הכובד של המטוס, מכאן שעל מנת ליצור מומנט מרים אף (למשל בהמראה) יש להטות את הגה הגובה כלפי מטה. בשלב הבא הקנרד יגדיל את זווית ההתקפה ולכן יגדיל עוד יותר את המומנט החיובי להרמת אף. מצב זה ממשיך עד לאיזון המומנט ע"י משקל המטוס. מתקבל מצב בו ההיגוי ההתחלתי הוא חזק מכפי שציפינו, כמו שנראה בעת המראה. בנוסף על כך, גוף המטוס היה מוטה כשתי מעלות כלפי מטה. הדבר יצר ככל הנראה זווית התקפה שלילית כאשר המטוס נמצא על הקרקע, אשר עכבה את ריצת ההמראה והגדילה את מהירות המטוס מעבר למהירות ההזדקרות בהמראה, דבר שהחריף את קצב העלרוד בעת ביצוע הרוטציה.

איור141 בדיקת המנוע לפני ניסוי הטיסה הראשון

איור142 בדיקת איזון המודל לפני ניסוי טיסה מספר 3

15. סיכום

במסגרת הפרויקט התקבלו דרישות מהלקוח (מנחה הפרויקט), בוצע תכן קונספטואלי ראשוני ונבחנו פתרונות שונים לדרישות. לאחר בחירת הפתרון המועדף בוצע תכן מעמיק יותר והתצורה הסופית נבחרה. במסגרת הפרויקט בוצע תכן מפורט לחלק ממכלולי הכטב"ם וכן נעשו סקרי שוק על מנת למצוא את הרכיבים הקנויים המתאימים ביותר לדרישות הפרויקט. לקראת סיום הפרויקט תוכנן, נבנה והטוס מודל מוקטן של הכטב"ם המתוכנן. המודל טס בהצלחה מרובה ולצערנו התרסק מסיבות שאינן קשורות לתכן הכטב"ם.

לאורך כל הפרויקט נערכו פגישות שבועיות בהשתתפות חברי הקבוצה ומנחה הפרויקט. לכל פגישה נרשם סיכום ובו רשימת מטלות לכל אחד מחברי הקבוצה.

במסגרת הפרויקט נערכו שני סקרי תיכון. הראשון (מקביל ל PDR בתעשייה) נערך בסיום הסמסטר הראשון ובו הוצגו החלופות השונות, החלופה הנבחרת ותכן מוקדם. הסקר השני (מקביל ל CDR בתעשייה) נערך בסיום השנה ובו הוצג הפרויקט בכללותו.

במסגרת הפרויקט נעשה שימוש בכלים רבים, ביניהם ניתן לציין כי התיכנון נעשה בתוכנת תיב"ם SolidWorks, נכתבו תוכניות רבות ב MATLAB. נעשה שימוש רב בנלמד במסגרת הקורסים המטפלים בחוזק, חומרים מרוכבים, מכניקת הטייס, אלמנטים סופיים, חישוב נומרי של תופעות אווירודינאמיות, הנעה רקטית ועוד.

16. נספחים

בחרנו להציג כנספחים את החומר שיכול לשרת קבוצות הניגשות לבצע תכן של כלי מסוג זה.

בנספח קיימים שלושה חלקים:

- רשימת כל הכטבמ"ים מהם ביצענו את הסינונים הראשונים ומהם התקבל מידע רב ערך לגבי ביצועים אופיינים של כטב"מים וכן פערים ביכולות הקיימות היום בשוק העולמי.
- קוארדינאטות של הפרופילים המתאימים מבחינת דרישות הפרוייקט.

קבצי MATLAB בהם נעזרנו על מנת לבצע אנליזות ואופטימיזציות מסוגים שונים במהלך הפרויקט.

16.1. טבלת כטבמי"ם

Country	Name	Gross Weight (lb)	Payload (lb)	Wingspan (ft)	Endurance (hr)	Range (n/mi)	Ceiling (ft)
Australia	Mark 3	33	8.8	9.4	5	300	20000
Australia	Vindicator	1050	200	23.1	20	110	25000
Austria	Eyrie mk7	496	165	16.5	15	32	15000
Bulgaria	Yastreb	138	10	11.5	4	27	3000
Canada	CL-89	238	40	3.1	0.2	32	10000
Canada	CL-289	650	75	4.3	0.5	108	3900
Chech Rep.	Sojka 3	320	66	13.4	2	54	6600
China	Observer	22	5	8.8	1.2	3	5000
China	DP4	309	66	14.1	2	54	9800
China	ASN 206	489	110	19.7	8	81	19500
China	WuZen-5	3750	140	32	3	1500	57400
Croatia	BLS B	84	32	13.1	3	27	5000
Croatia	BL-50	117	46	13.1	5	45	5000
Finland	Ranger	595	86	18.8	5	54	14700
France	Azimut	14	1	11.3	2.5	6	1000
France	DRAC	16.5	3.9	11.7	1.5	6	6500
France	K 100	62	11	8.5	0.5	8	9600
France	Hussard2	66	18	11.5	1	4	6600
France	Chacal	170	40	8.7	4	27	10000
France	Fra 3	176	77	16	4	18	10000
France	Mk 106	220	50	10.5	3	27	12000
France	Mart mk2	242	55	11.2	4	54	9800
France	Fox At2	265	55	11.8	5	81	11500
France	Fox TX	265	66	11.8	5	81	11500
France	Crecelle	298	77	10.8	5	49	13100
France	Marula	298	77	7.2	5	54	13100
France	Smart	318	66	11.2	7	81	9800
France	Brevel	330	66	11.2	6	108	9800
France	Taifan	330	50	11.8	4	54	12000
France	Dragon	331	66	9.8	2	27	9600
France	Sperwer	573	99	13.8	8	81	16400
France	Paraglider	990	550	46.8	24	90	14000
France	ORCA	1500	397	23.5	8	80	12000
France	Sarohale	11700	1100	120	24	20000	60000

Country	Name	Gross Weight (lb)	Payload (lb)	Wingspan (ft)	Endurance (hr)	Range (n/mi)	Ceiling (ft)
Germany	Carolo C40	0.09	0.07	1.3	15	0.3	50
Germany	Carolo P50	0.09	0.07	1.6	15	0.6	50
Germany	Carolo P 70	0.12	0.22	2.25	20	0.6	50
Germany	Carolo T140	4.1	0.66	4.55	30	0.6	50
Germany	Predator RQ1	2250	450	48.7	40	400	25000
India	Nishant	771	132	21.3	4	54	13100
Iraq	L-29	7200	1200	33.8	1	344	25000
Israel	Mini Sheddon	55	10	9.8	3	5	12000
Israel	Canard	77	12	7.9	6	54	3000
Israel	Colibri	79	22	13.2	1	27	6600
Israel	Sheddon MK3	90	18	13.5	6	24	15000
Israel	Micro V	100	18	11.8	5	27	15000
Israel	Darter	200	22	14	4	50	20000
Israel	Blue Horizon	286	77	16.4	16	50	20000
Israel	Crow	287	55	16.8	9	108	15000
Israel	Scout	350	84	16.3	7	54	15000
Israel	I View	364	66	18.7	6	43	20000
Israel	Sniper	375	55	13.8	6	27	15000
Israel	Vanguard	386	88	19.7	16	108	15000
Israel	Ranger	606	100	18.73	5	80	15000
Israel	Searcher	939	220	28	16	108	20000
Israel	Searcher MK2	940	150	28.1	16	80	18500
Israel	Hermes 450S	992	220	34.4	20	108	20000
Israel	Hunter	1600	251	29.2	10	160	15000
Israel	Hunter RQ5	1600	150	29.2	11	144	15000
Israel	Heron	2756	551	54.5	40	108	30000
Israel	Hermes 1500	3300	500	32.8	36	108	30000
Italy	Mirach 26	463	77	15.5	6	27	11500
Italy	Mirach 100	617	88	5.9	1	135	29500
Italy	Mirach 150	750	110	8.5	1	135	29500
Portugal	Armor X7	440	110	19.7	12	216	6600
Russia	Tu-143	3060	400	7.3	0.2	100	9800
Russia	Tu-243	3100	500	7.3	0.4	216	16400
South Africa	Vulture	220	55	16.1	3	32	16400
South Africa	Lark	265	55	6.9	4	54	15000

Country	Name	Gross Weight (lb)	Payload (lb)	Wingspan (ft)	Endurance (hr)	Range (n/mi)	Ceiling (ft)
South Africa	RPV Seeker	529	88	23	8	108	18000
United States	Pointer	8	2	9	1.5	6	1000
United States	SLURS	10	2	5	1	5	500
United States	Javelin	15	3	8	2	1	1000
United States	Boomerang	17	5	7.25	1	85	10000
United States	Aerosonde	31	11	9.6	50	1800	21000
United States	Dragon Drone	91	15	8.2	2	48	10000
United States	Tern	125	25	11.7	4	200	10000
United States	Neptune	130	20	7	3	40	8000
United States	Dakota/Truck	133	50	12.7	3	120	15000
United States	Porter	200	50	12	4	27	5000
United States	Shadow 200T	280	40	14	4	27	19000
United States	Isis	351	75	24	12	2000	15000
United States	Shadow 200	375	55.7	14	6	108	19000
United States	Pathfinder	480	25	100	14	108	70000
United States	Outrider	500	60	13	6	108	15000
United States	Shadow 600	583	90.2	22.4	14	108	16000
United States	Gnat	1125	140	35.3	40	250	20000
United States	R4E Skyeye	1250	300	24	12	360	16000
United States	Centurion	1300	100	206	14	200	100000
United States	Altus 2 DT	1600	300	55.3	6	300	65000
United States	Hellios	1800	220	250	240	20000	96863
United States	Perseus B	2500	110	65	6	200	65000
United States	Hunter 2	2700	1000	54	29	62	25000
United States	Shadow	3500	200	65	12	20000	50000
United States	SkyWatch	7900	900	114	32	250	62000
United States	Predator B	10000	800	66	30	200	50000
United States	Mariner	11000	1150	86	49	40	52000
United States	Arrow	14000	500	115.3	36	120	70000
United States	Global Hawk	25600	1900	116.2	35	12000	65000

16.2. קואורדינאטות הפרופילים שנבחנו

הטבלאות הבאות מסכמות את קואורדינאטות הפרופילים שנבחנו במהלך הפרוייקט.

16.2.1. S8052 (11.88%)

x	y
1	0
0.99803	0.00018
0.99231	0.00079
0.98301	0.00181
0.97022	0.0033
0.95412	0.00533
0.93491	0.0079
0.9128	0.01104
0.88804	0.01472
0.86087	0.01891
0.83155	0.02357
0.80036	0.02863
0.76759	0.034
0.73351	0.03957
0.69841	0.04524
0.66259	0.05083
0.62635	0.05617
0.58984	0.06088
0.55299	0.06482
0.51588	0.06814
0.47873	0.07081
0.44169	0.07283
0.40501	0.07423
0.36887	0.07498
0.33344	0.07511
0.29896	0.07461
0.2656	0.07351
0.23357	0.07182
0.20304	0.06957
0.17422	0.06676
0.14727	0.06341
0.12234	0.05951
0.09956	0.0551
0.07907	0.05012
0.06085	0.04458
0.04493	0.03864
0.0314	0.03234
0.02025	0.02579
0.01165	0.01916
0.00552	0.0124
0.00163	0.00569
0.00001	-0.00037
0.00147	-0.0054
0.00651	-0.00985
0.01471	-0.01427
0.02583	-0.0186
0.03977	-0.02271

-0.02654	0.05642
-0.03003	0.07569
-0.03316	0.09749
-0.0359	0.12169
-0.03824	0.14818
-0.04018	0.17678
-0.04171	0.20735
-0.04283	0.2397
-0.04354	0.27364
-0.04385	0.30896
-0.04377	0.34545
-0.04331	0.38288
-0.04248	0.421
-0.04127	0.45957
-0.03967	0.49834
-0.03758	0.53702
-0.03494	0.57556
-0.03185	0.61389
-0.02843	0.65181
-0.02481	0.68916
-0.02116	0.72568
-0.01762	0.76113
-0.01433	0.79518
-0.01136	0.82751
-0.00876	0.85782
-0.00656	0.88581
-0.00475	0.91121
-0.0033	0.93377
-0.00218	0.95325
-0.00128	0.9695
-0.00056	0.98246
-0.00011	0.99204
0.00002	0.99798
0	1

16.2.2. Selig S8037 (16%)

y	x
0	1
0.00043	0.99758
0.00205	0.99089
0.00478	0.98084
0.00814	0.96782
0.01178	0.95171
0.0158	0.93244
0.02034	0.91019
0.02543	0.8852
0.03105	0.85776
0.03716	0.82813
0.0437	0.79662
0.05059	0.76352
0.05772	0.72913
0.06496	0.69378
0.07216	0.65776
0.07911	0.6214
0.0855	0.58488

0.09116	0.54828
0.09607	0.51175
0.10007	0.47544
0.10309	0.43941
0.10515	0.40389
0.10618	0.36897
0.10623	0.33473
0.10533	0.30138
0.10349	0.26907
0.10079	0.23795
0.09726	0.2082
0.09295	0.17997
0.0879	0.15344
0.08214	0.12873
0.07574	0.10594
0.06875	0.08522
0.06121	0.06662
0.05327	0.0502
0.04497	0.03605
0.03644	0.02418
0.02787	0.0147
0.01929	0.00761
0.0109	0.00277
0.0031	0.00023
-0.00341	0.00026
-0.00893	0.00381
-0.01425	0.01113
-0.01941	0.02158
-0.02434	0.03494
-0.02893	0.05116
-0.03319	0.07018
-0.03711	0.09182
-0.04064	0.11596
-0.04381	0.14245
-0.04659	0.17109
-0.04897	0.20169
-0.05091	0.23403
-0.05237	0.26794
-0.05334	0.3032
-0.05378	0.33959
-0.05366	0.37693
-0.05301	0.41501
-0.05177	0.45362
-0.04997	0.49262
-0.04765	0.53173
-0.0448	0.57084
-0.04155	0.60985
-0.03809	0.64846
-0.0345	0.6864
-0.03089	0.72339
-0.02733	0.75914
-0.0239	0.79336
-0.02064	0.82577
-0.01759	0.85609

-0.01478	0.88405
-0.01222	0.90939
-0.00987	0.93188
-0.00769	0.95129
-0.00552	0.96747
-0.00327	0.98059
-0.00134	0.99076
-0.00023	0.99755
0	1

16.2.3. SD7062 (14%)

y	x
0	1
0.00057	0.99652
0.00242	0.98634
0.00571	0.97004
0.01036	0.94818
0.01615	0.92127
0.02289	0.88967
0.03049	0.85381
0.03885	0.81427
0.04778	0.77166
0.05702	0.72662
0.06626	0.67973
0.07517	0.63154
0.08347	0.58254
0.09089	0.53322
0.09723	0.48402
0.10229	0.4354
0.10592	0.38779
0.10801	0.34159
0.10846	0.2972
0.10722	0.25496
0.10428	0.21521
0.09965	0.17825
0.0934	0.14432
0.08562	0.11363
0.07647	0.08637
0.06616	0.06269
0.05491	0.04272
0.043	0.0265
0.03081	0.0141
0.01871	0.00562
0.00711	0.00103
-0.00327	0.00027
-0.01115	0.00425
-0.01701	0.01414
-0.02205	0.02991
-0.02623	0.05099
-0.02948	0.0771
-0.03179	0.10798
-0.03319	0.14328
-0.03367	0.18265
-0.03327	0.2257
-0.03206	0.27199

0.32105	-0.0301
0.37238	-0.02747
0.42547	-0.02426
0.47979	-0.02064
0.53477	-0.0168
0.58975	-0.01295
0.64403	-0.00927
0.69692	-0.00593
0.74768	-0.00307
0.79557	-0.00079
0.8399	0.00087
0.87998	0.00189
0.91518	0.0023
0.94491	0.00216
0.96864	0.00163
0.98593	0.00092
0.99646	0.00027
1.00001	0

16.2.4. S8036 (16%)

x	y
1	0
0.99759	0.00046
0.99095	0.00217
0.98105	0.00501
0.96827	0.00843
0.95247	0.01204
0.93354	0.01594
0.91163	0.02027
0.88697	0.02505
0.85984	0.03027
0.83047	0.0359
0.79916	0.04189
0.76618	0.04816
0.73183	0.05463
0.69641	0.06119
0.66022	0.06771
0.62357	0.07402
0.58668	0.07986
0.54969	0.08509
0.51279	0.08963
0.47611	0.09328
0.43972	0.09598
0.40381	0.09776
0.36848	0.09853
0.3338	0.09838
0.29999	0.09735
0.26722	0.09547
0.23564	0.0928
0.20545	0.08939
0.17681	0.08528
0.14988	0.08053
0.12484	0.0752
0.10184	0.06934
0.08104	0.06296

0.0561	0.06251
0.04885	0.04638
0.04115	0.03271
0.03305	0.02141
0.02483	0.01256
0.01649	0.00612
0.00823	0.00193
0.00054	0.00001
-0.00588	0.00098
-0.01153	0.00548
-0.0172	0.01338
-0.02273	0.02433
-0.02804	0.03811
-0.03304	0.05468
-0.03773	0.07395
-0.04208	0.09576
-0.04605	0.11999
-0.04964	0.14648
-0.05283	0.17504
-0.05558	0.20549
-0.05786	0.2376
-0.05962	0.2712
-0.06084	0.30609
-0.06146	0.34204
-0.06147	0.37887
-0.06087	0.41638
-0.05959	0.45435
-0.05765	0.49265
-0.05502	0.53099
-0.05165	0.56937
-0.04772	0.60778
-0.04348	0.64594
-0.03907	0.68359
-0.03464	0.72043
-0.03028	0.75616
-0.02609	0.79048
-0.02215	0.82309
-0.01852	0.8537
-0.01523	0.88202
-0.0123	0.90775
-0.0097	0.93064
-0.00739	0.95044
-0.00519	0.96698
-0.00302	0.98037
-0.0012	0.9907
-0.0002	0.99754
0	1

16.2.5. E472

y	x
0	1
0.00041	0.99624
0.00197	0.98567
0.00464	0.96952
0.00764	0.94834

0.01059	0.92198
0.01364	0.8905
0.01691	0.85434
0.02039	0.81396
0.02407	0.76988
0.02791	0.72266
0.03186	0.67288
0.03587	0.62116
0.03987	0.56814
0.04379	0.51446
0.04754	0.46078
0.05103	0.40776
0.05415	0.35605
0.0568	0.30628
0.05884	0.25906
0.06013	0.21499
0.06049	0.17462
0.0596	0.13851
0.05695	0.10683
0.05236	0.07938
0.04599	0.05603
0.0381	0.0367
0.02903	0.02133
0.01924	0.00994
0.00929	0.00262
0	0
-0.00929	0.00262
-0.01924	0.00994
-0.02903	0.02133
-0.0381	0.0367
-0.04599	0.05603
-0.05236	0.07938
-0.05695	0.10683
-0.0596	0.13851
-0.06049	0.17462
-0.06013	0.21499
-0.05884	0.25906
-0.0568	0.30628
-0.05415	0.35605
-0.05103	0.40776
-0.04754	0.46078
-0.04379	0.51446
-0.03987	0.56814
-0.03587	0.62116
-0.03186	0.67288
-0.02791	0.72266
-0.02407	0.76988
-0.02039	0.81396
-0.01691	0.85434
-0.01364	0.8905
-0.01059	0.92198
-0.00764	0.94834
-0.00464	0.96952
-0.00197	0.98567

-0.00041	0.99624
0	1

16.2.6. FX6313

y	x
0	1
0.00082	0.99893
0.00249	0.99572
0.00501	0.99039
0.00818	0.98296
0.01189	0.97347
0.01601	0.96194
0.02043	0.94844
0.02516	0.93301
0.03018	0.91573
0.03553	0.89668
0.04114	0.87592
0.04711	0.85355
0.05323	0.82967
0.05962	0.80438
0.06605	0.77779
0.07273	0.75
0.07927	0.72114
0.0859	0.69134
0.09204	0.66072
0.09804	0.62941
0.10331	0.59755
0.10823	0.56526
0.11221	0.5327
0.11578	0.5
0.11833	0.4673
0.12042	0.43474
0.12137	0.40245
0.12191	0.37059
0.12128	0.33928
0.12024	0.30866
0.11792	0.27886
0.11522	0.25
0.11122	0.22221
0.10704	0.19562
0.10165	0.17033
0.09622	0.14645
0.08961	0.12408
0.08313	0.10332
0.07555	0.08427
0.06836	0.06699
0.06005	0.05156
0.05248	0.03806
0.0448	0.02653
0.03625	0.01704
0.0274	0.00961
0.0175	0.00428
0.009	0.00107
0	0
-0.00232	0.00107

-0.00566	0.00428
-0.00995	0.00961
-0.01254	0.01704
-0.01537	0.02653
-0.01698	0.03806
-0.01887	0.05156
-0.01992	0.06699
-0.02122	0.08427
-0.0218	0.10332
-0.02256	0.12408
-0.02263	0.14645
-0.02277	0.17033
-0.0222	0.19562
-0.02161	0.22221
-0.02034	0.25
-0.01895	0.27886
-0.01688	0.30866
-0.0146	0.33928
-0.01167	0.37059
-0.00848	0.40245
-0.00486	0.43474
-0.00103	0.4673
0.00307	0.5
0.00716	0.5327
0.01112	0.56526
0.01475	0.59755
0.01813	0.62941
0.02098	0.66072
0.02345	0.69134
0.0253	0.72114
0.02668	0.75
0.02745	0.77779
0.02768	0.80438
0.02729	0.82967
0.02631	0.85355
0.02479	0.87592
0.02284	0.89668
0.02052	0.91573
0.01794	0.93301
0.01514	0.94844
0.01219	0.96194
0.00921	0.97347
0.0063	0.98296
0.00373	0.99039
0.00169	0.99572
0.0004	0.99893
0	1

16.2.7. FX76 MP140

y	x
0	1
0.00145	0.99893
0.00293	0.99572
0.00509	0.99039
0.00787	0.98296

0.01118	0.97347
0.01496	0.96194
0.01936	0.94844
0.02433	0.93301
0.02995	0.91573
0.03617	0.89668
0.04303	0.87592
0.05048	0.85355
0.05851	0.82967
0.06708	0.80438
0.07613	0.77779
0.08541	0.75
0.09466	0.72114
0.10341	0.69134
0.11139	0.66072
0.11842	0.62941
0.12451	0.59755
0.12952	0.56526
0.13352	0.5327
0.13652	0.5
0.13862	0.4673
0.13977	0.43474
0.14003	0.40245
0.13935	0.37059
0.13779	0.33928
0.13531	0.30866
0.132	0.27886
0.12779	0.25
0.12277	0.22221
0.11695	0.19562
0.11043	0.17033
0.10324	0.14645
0.09557	0.12408
0.08734	0.10332
0.07869	0.08427
0.06946	0.06699
0.05986	0.05156
0.04998	0.03806
0.04044	0.02653
0.03121	0.01704
0.02273	0.00961
0.01459	0.00428
0.0075	0.00107
0	0
-0.00489	0.00107
-0.00938	0.00428
-0.01359	0.00961
-0.01688	0.01704
-0.01936	0.02653
-0.02085	0.03806
-0.02163	0.05156
-0.02171	0.06699
-0.02131	0.08427
-0.02043	0.10332

-0.01916	0.12408
-0.01755	0.14645
-0.01573	0.17033
-0.01376	0.19562
-0.01169	0.22221
-0.00958	0.25
-0.00743	0.27886
-0.00534	0.30866
-0.00329	0.33928
-0.00136	0.37059
0.00048	0.40245
0.00218	0.43474
0.00381	0.4673
0.00532	0.5
0.00675	0.5327
0.00806	0.56526
0.00933	0.59755
0.01051	0.62941
0.01171	0.66072
0.01287	0.69134
0.01404	0.72114
0.0151	0.75
0.01599	0.77779
0.01651	0.80438
0.01668	0.82967
0.01639	0.85355
0.01572	0.87592
0.01461	0.89668
0.01319	0.91573
0.01147	0.93301
0.00959	0.94844
0.00755	0.96194
0.00549	0.97347
0.00349	0.98296
0.00171	0.99039
0.00032	0.99572
0.00016	0.99893
0	1

.16.2.8 SG6040

y	x
0	1
0.00048	0.99788
0.00207	0.99183
0.00477	0.98233
0.00845	0.96977
0.01283	0.95442
0.01766	0.93637
0.02285	0.91559
0.02845	0.89221
0.03446	0.86647
0.0408	0.83861
0.04739	0.80887
0.05415	0.77752
0.06094	0.74482

0.06759	0.71104
0.07394	0.67632
0.07992	0.64081
0.08541	0.60477
0.09032	0.56837
0.09461	0.5318
0.09815	0.49526
0.10089	0.45891
0.10279	0.42297
0.10378	0.38758
0.10386	0.35286
0.10299	0.31903
0.10116	0.28619
0.09843	0.25449
0.09479	0.22405
0.09028	0.19496
0.08506	0.16734
0.07921	0.14137
0.07283	0.11719
0.06598	0.09496
0.05875	0.07481
0.05123	0.05686
0.04347	0.04123
0.03559	0.02798
0.02771	0.01725
0.01987	0.00913
0.01212	0.00362
0.00449	0.00072
-0.00268	0.00027
-0.00884	0.00289
-0.0145	0.00906
-0.02023	0.01829
-0.0258	0.03027
-0.03103	0.04483
-0.03566	0.06202
-0.03971	0.08193
-0.04336	0.10446
-0.04657	0.12939
-0.04937	0.15655
-0.05172	0.18574
-0.05361	0.21677
-0.05503	0.24943
-0.05594	0.28349
-0.05632	0.31873
-0.05613	0.3549
-0.05528	0.39177
-0.05371	0.42916
-0.05132	0.46691
-0.04801	0.50479
-0.04368	0.54298
-0.03863	0.58164
-0.03323	0.62049
-0.02772	0.65925
-0.02231	0.69762

-0.01718	0.73526
-0.0125	0.77181
-0.0084	0.8069
-0.00497	0.84016
-0.00228	0.8712
-0.00033	0.89963
0.0009	0.92511
0.00148	0.94728
0.00154	0.96587
0.00122	0.98063
0.0007	0.99132
0.00022	0.99782
0	1

16.3. קבצי MATLAB

16.3.1. אנליזות אווירודינאמיות

16.3.1.1. חישוב תכונות אווירודינאמיות של הפרופיל הנבחר (SD7062)

```
clear all;
close all;
clc;
A=[  1.000000    .000000
     .992573    .001259
     .979842    .003698
     .964957    .006777
     .947985    .010402
     .929432    .014396
     .909927    .018578
     .889852    .022851
     .869442    .027180
     .848871    .031536
     .828257    .035897
     .807671    .040241
     .787142    .044551
     .766684    .048813
     .746313    .053014
     .726036    .057138
     .705860    .061169
     .685781    .065096
     .665782    .068907
     .645846    .072596
     .625971    .076155
     .606163    .079575
     .586424    .082844
     .566742    .085955
     .547103    .088903
     .527508    .091683
     .507971    .094286
     .488503    .096700
     .469108    .098917
     .449782    .100928
     .430528    .102725
     .411350    .104298
     .392259    .105640
     .373272    .106739
     .354408    .107585
     .335683    .108164
     .317108    .108463
     .298698    .108472
     .280469    .108179
     .262445    .107571
     .244663    .106638
     .227165    .105367
     .209986    .103746
     .193156    .101763
     .176723    .099413
     .160752    .096697
     .145317    .093616
     .130490    .090179
     .116348    .086406
     .102973    .082331
     .090459    .078004
     .078895    .073495
     .068350    .068875
     .058853    .064215
     .050387    .059581
     .042908    .055031
     .036344    .050608
     .030614    .046345
     .025633    .042260
     .021310    .038360
     .017568    .034637
     .014333    .031080
```

```
    .011540     .027680
    .009147     .024428
    .007118     .021313
    .005416     .018328
    .004003     .015464
    .002840     .012710
    .001892     .010058
    .001132     .007496
 ];
A=0.3*A;
 N=length(A(:,1));
 for(j=1:1:N)
       temp(j)=A(j,2);
       tempx(j)=A(j,1);

 end
 M=length(temp);
   for(j=1:1:M);
       upper_camber(j)=temp(M-j+1);
       ucx(j)=tempx(M-j+1);
   end
    B=[      .000542     .005019
    .000148     .002624
   -.000019     .000306
        .000075    -.001951
    .000469    -.004168
    .001190    -.006348
    .002244    -.008467
    .003653    -.010473
    .005449    -.012294
    .007654    -.013906
    .010276    -.015347
    .013303    -.016676
    .016688    -.017979
    .020438    -.019289
    .024615    -.020596
    .029299    -.021893
    .034613    -.023177
    .040723    -.024453
    .047835    -.025724
    .056177    -.027003
    .065954    -.028277
    .077302    -.029500
    .090306    -.030628
    .104999    -.031619
    .121197    -.032442
    .138550    -.033063
    .156718    -.033464
    .175503    -.033652
    .194749    -.033642
    .214329    -.033453
    .234146    -.033103
    .254136    -.032609
    .274262    -.031983
    .294501    -.031237
    .314840    -.030381
    .335259    -.029426
    .355741    -.028380
    .376282    -.027249
    .396897    -.026040
    .417596    -.024761
    .438377    -.023424
    .459229    -.022039
    .480149    -.020615
    .501142    -.019160
    .522207    -.017684
    .543315    -.016199
    .564419    -.014716
    .585479    -.013246
    .606479    -.011797
    .627420    -.010375
```

```
    .648302   -.008990
    .669128   -.007647
    .689897   -.006355
    .710605   -.005121
    .731248   -.003951
    .751827   -.002855
    .772347   -.001839
    .792804   -.000909
    .813174   -.000072
    .833428    .000659
    .853540    .001274
    .873469    .001760
    .893121    .002105
    .912342    .002288
    .930935    .002290
    .948619    .002104
    .965019    .001739
    .979717    .001218
    .992507    .000539
   1.00000    .000000];
 B=0.3*B;
  N=length(B(:,1));
    for(j=1:1:N)
        lower_camber(j)=B(j,2);
        lcx(j)=B(j,1);
    end
    low_interpu=interp1(lcx,lower_camber,ucx);
plot(lcx,lower_camber);
  hold on;
plot(ucx,upper_camber);
hold on;
grid on
for(j=1:1:N)
  mean(j)=1/2*(upper_camber(j)+low_interpu(j));
end
  plot(ucx,mean,'*r');
  hold on
  xlabel('x [m]');
  ylabel('z [m]');
  z=mean;
   N1=40;
alpha1=[-5*pi/180:0.001:10*pi/180];
c=0.30;
dx=c/(N1-1);
  for(i=1:1:N-1)
   dzdx(i)=(z(i+1)-z(i))/dx;
  end
  dzdx(N)=dzdx(N-1);
% m=0.02*c;
% p=0.4*c;
xb=[dx:dx:c];
xa=[dx/2:dx:c-dx/2];
uensof=40;
ro=1.225;
dzdx=interp1(ucx,dzdx,xb);
z1=interp1(ucx,z,xb);
z2=interp1(ucx,z,xa);
for(l=1:1:length(alpha1))
   alpha=alpha1(l);
b=0;
for(i=1:1:length(xb))
   b(i)=uensof*sin(alpha-atan(dzdx(i)));
end
b=b';
A=0;
for(i=1:1:length(xb))
   for(j=1:1:length(xa))
%        zi=znaca2412(xb(i));
%        zj=znaca2412(xa(j));
       d2=atan((z1(i)-z2(j))/(xb(i)-xa(j)));
%        if xa(j)<=p
```

```
%           dzdx=ztagnaca2412(xa(j));
         d3=d2-atan(dzdx(j));
%        end
%        if xa(j)>p
%           dzdx=ztagnaca2412(xa(j));
%           d3=d2-abs(atan(dzdx(j)));
%        end
      A(i,j)=1/2/pi/(xb(i)-xa(j))*cos(d2)*cos(d3);
   end
end
gammma=A\b;
s1=0;
s2=0;
qensof=0.5*ro*uensof^2;
for(j=1:1:length(xa))
      dp(j)=ro*uensof*gammma(j)/dx;
       dCp(j)=dp(j)/qensof;
       s1=s1+gammma(j);
       s2=s2+gammma(j)*(xa(j)-c/4);
  end
   cl=s1*ro*uensof/qensof/c;
   cm=-ro*uensof/qensof/c^2*s2;
cl1(l)=cl;
cm1(l)=cm;
end
   figure
  plot(xa,dCp);
  xlabel('x [m]');
  ylabel('delta Cp');
  grid on;
zc=[-b/2:0.1:b/2];
for(i=1:1:length(zc))
   dcp3d(:,i)=dCp;
end
figure;
% [X,Y]=meshgrid(zc,xa);
% surf(X,Y,dcp3d);
imagesc(zc,xa,dcp3d);
xlabel('y [m]');
ylabel('x [m]');
for(i=1:1:length(alpha1))
   alphdeg(i)=alpha1(i)*180/pi;
end
figure;
plot(alphdeg,cl1);
 xlabel('alpha [deg]');
  ylabel('Cl');
grid on;
  figure
  plot(alphdeg,cm1);
   xlabel('alpha [deg]');
  ylabel(' Cm_c_/_4');
  grid on
clalpha=(cl1(2)-cl1(1))/(alpha1(2)-alpha1(1))
  polyfit(xa,dCp,3)
```

16.3.1.2. תכונות אווירודינאמיות כולל השפעת הקאנרד

```
clear all;
close all;
clc;
d=1.2;
A=[  1.000000    .000000
      .992573    .001259
      .979842    .003698
      .964957    .006777
      .947985    .010402
      .929432    .014396
      .909927    .018578
      .889852    .022851
      .869442    .027180
      .848871    .031536
```

```
    .828257    .035897
    .807671    .040241
    .787142    .044551
    .766684    .048813
    .746313    .053014
    .726036    .057138
    .705860    .061169
    .685781    .065096
    .665782    .068907
    .645846    .072596
    .625971    .076155
    .606163    .079575
    .586424    .082844
    .566742    .085955
    .547103    .088903
    .527508    .091683
    .507971    .094286
    .488503    .096700
    .469108    .098917
    .449782    .100928
    .430528    .102725
    .411350    .104298
    .392259    .105640
    .373272    .106739
    .354408    .107585
    .335683    .108164
    .317108    .108463
    .298698    .108472
    .280469    .108179
    .262445    .107571
    .244663    .106638
    .227165    .105367
    .209986    .103746
    .193156    .101763
    .176723    .099413
    .160752    .096697
    .145317    .093616
    .130490    .090179
    .116348    .086406
    .102973    .082331
    .090459    .078004
    .078895    .073495
    .068350    .068875
    .058853    .064215
    .050387    .059581
    .042908    .055031
    .036344    .050608
    .030614    .046345
    .025633    .042260
    .021310    .038360
    .017568    .034637
    .014333    .031080
    .011540    .027680
    .009147    .024428
    .007118    .021313
    .005416    .018328
    .004003    .015464
    .002840    .012710
    .001892    .010058
    .001132    .007496
 ];
A=0.3*A;
  N=length(A(:,1));
  for(j=1:1:N)
       temp(j)=A(j,2);
       tempx(j)=A(j,1);
  end
  M=length(temp);
    for(j=1:1:M);
       upper_camber(j)=temp(M-j+1);
       ucx(j)=tempx(M-j+1);
```

```
end
 B=[      .000542     .005019
 .000148     .002624
-.000019     .000306
    .000075    -.001951
 .000469    -.004168
 .001190    -.006348
 .002244    -.008467
 .003653    -.010473
 .005449    -.012294
 .007654    -.013906
 .010276    -.015347
 .013303    -.016676
 .016688    -.017979
 .020438    -.019289
 .024615    -.020596
 .029299    -.021893
 .034613    -.023177
 .040723    -.024453
 .047835    -.025724
 .056177    -.027003
 .065954    -.028277
 .077302    -.029500
 .090306    -.030628
 .104999    -.031619
 .121197    -.032442
 .138550    -.033063
 .156718    -.033464
 .175503    -.033652
 .194749    -.033642
 .214329    -.033453
 .234146    -.033103
 .254136    -.032609
 .274262    -.031983
 .294501    -.031237
 .314840    -.030381
 .335259    -.029426
 .355741    -.028380
 .376282    -.027249
 .396897    -.026040
 .417596    -.024761
 .438377    -.023424
 .459229    -.022039
 .480149    -.020615
 .501142    -.019160
 .522207    -.017684
 .543315    -.016199
 .564419    -.014716
 .585479    -.013246
 .606479    -.011797
 .627420    -.010375
 .648302    -.008990
 .669128    -.007647
 .689897    -.006355
 .710605    -.005121
 .731248    -.003951
 .751827    -.002855
 .772347    -.001839
 .792804    -.000909
 .813174    -.000072
 .833428     .000659
 .853540     .001274
 .873469     .001760
 .893121     .002105
 .912342     .002288
 .930935     .002290
 .948619     .002104
 .965019     .001739
 .979717     .001218
 .992507     .000539
1.00000     .000000];
```

```
 B=0.3*B;
   N=length(B(:,1));
     for(j=1:1:N)
         lower_camber(j)=B(j,2);
         lcx(j)=B(j,1);
     end
     low_interpu=interp1(lcx,lower_camber,ucx);
for(j=1:1:N)
  mean(j)=1/2*(upper_camber(j)+low_interpu(j));
end
z=mean;
    N1=40;
alpha1=[-5*pi/180:0.001:15*pi/180];
c=0.3;
dx=c/(N1-1);
  for(i=1:1:N-1)
    dzdx(i)=(z(i+1)-z(i))/dx;
  end
  dzdx(N)=dzdx(N-1);
temp=connect(dzdx,dzdx);
dzdx=temp;
% m=0.02*c;
% p=0.4*c;
xb=[dx:dx:c];
xa=[dx/2:dx:c-dx/2];
xbold=xb;
xaold=xa;
for(i=1:1:length(xb))
    xbairf2(i)=xb(i)+d;
    xaairf2(i)=xa(i)+d;
end
temp1=connect(xb,xbairf2);
xb=temp1;
temp2=connect(xa,xaairf2);
xa=temp2;

for(i=1:1:length(ucx))
    ucx2(i)=ucx(i)+d;
end
zold=z;
temp=connect(z,z);
z=temp;
ucxold=ucx;
temp=connect(ucx,ucx2);
ucx=temp;
uensof=40;
ro=1.225;
dzdx=interp1(ucx,dzdx,xb);
z1=interp1(ucx,z,xb);
z2=interp1(ucx,z,xa);
for(l=1:1:length(alpha1))
    alpha=alpha1(l);
    b=0;
for(i=1:1:length(xb))
    b(i)=uensof*sin(alpha-atan(dzdx(i)));
end
b=b';
A=0;
for(i=1:1:length(xb))
    for(j=1:1:length(xa))
%         zi=znaca2412(xb(i));
%         zj=znaca2412(xa(j));
        d2=atan((z1(i)-z2(j))/(xb(i)-xa(j)));
%         if xa(j)<=p
%             dzdx=ztagnaca2412(xa(j));
            d3=d2-atan(dzdx(j));
%         end
%         if xa(j)>p
%             dzdx=ztagnaca2412(xa(j));
%             d3=d2-abs(atan(dzdx(j)));
%         end
```

```
      A(i,j)=1/2/pi/(xb(i)-xa(j))*cos(d2)*cos(d3);
   end
end
gammma=A\b;
s1=0;
s2=0;
s11=0;
s12=0;
s21=0;
s22=0;
qensof=0.5*ro*uensof^2;
for(i=1:1:39);
   gammma1(i)=gammma(i);
end
for(i=40:1:78)
   gammma2(i-39)=gammma(i);
end
for(j=1:1:length(xa))
      dp(j)=ro*uensof*gammma(j)/dx;
       dCp(j)=dp(j)/qensof;
       s1=s1+gammma(j);
       s2=s2+gammma(j)*(xa(j)-c/4);
       if j<=39
       dp1(j)=ro*uensof*gammma1(j)/dx;
       dCp1(j)=dp1(j)/qensof;
       s11=s11+gammma1(j);
       s21=s21+gammma1(j)*(xa(j)-c/4);

       dp2(j)=ro*uensof*gammma2(j)/dx;
       dCp2(j)=dp2(j)/qensof;
       s12=s12+gammma2(j);
       s22=s22+gammma2(j)*(xa(j)-c/4);
       end
 end
   cl=s1*ro*uensof/qensof/c;
   clplot(l)=cl;
   cl1=s11*ro*uensof/qensof/c;
   cl1plot(l)=cl1;
   cl2=s12*ro*uensof/qensof/c;
   cl2plot(l)=cl2;
   cm=-ro*uensof/qensof/c^2*s2;
end
% figure
%    plot(xa,dCp);
%    grid on;
zc=[-b/2:0.1:b/2];
for(i=1:1:length(zc))
   dcp3d(:,i)=dCp;
end
% figure;
% [X,Y]=meshgrid(zc,xa);
% surf(X,Y,dcp3d);
for(i=1:1:length(alpha1))
   alphdeg(i)=alpha1(i)*180/pi;
end
figure
plot(alphdeg,clplot,alphdeg,cl1plot,alphdeg,cl2plot);
legend('cl_U_A_V','cl_c_a_n_a_r_d','cl_w_i_n_g');
grid on
xlabel('AOA [deg]');
ylabel('Cl');
figure
  plot(ucxold,zold,'r');
  hold on
  plot(ucx2,zold,'r');
  hold on
  plot(lcx,lower_camber);
  hold on;
plot(ucxold,upper_camber);
hold on;
plot(ucx2,lower_camber);
```

```
 hold on;
plot(ucx2,upper_camber);
hold on;
xlabel('x [m]');
ylabel('z [m]');
grid on
dCp1=dCp1/50;
dCp2=dCp2/50;
plot(xaold,dCp1);
hold on
plot(xaairf2,dCp2);
xlabel('x');
ylabel('delta Cp [1/50]');
grid on;
clalpha1=(cl1plot(2)-cl1plot(1))/(alpha1(2)-alpha1(1))
clalpha2=(cl2plot(2)-cl2plot(1))/(alpha1(2)-alpha1(1))
lc=2;
lw=3.3;
yc=[-lc/2:0.1:lc/2];
yw=[-lw/2:0.1:lw/2];
figure
imagesc(xaold,yc,dCp1)
figure
 imagesc(xaairf2,yw,dCp2);
```

16.3.1.3. חישוב VLM

```
clear all;
clc;
close all;
% V L M
lc=2;
lw=3.3;
l1=lw/2-lc/2;
Nx=10;
Nyc=8;
dyc=lc/Nyc;
dy1=l1/2;
chordc=0.3;
dxc=chordc/(Nx);
dxw=chordc/(Nx);
c=chordc;
l=1;
y1=-lc/2;
x1=0;
x=0;
y=0;
while (y1<=lc/2)
      y(l)=y1;
      x(l)=x1;
      x1=x1+dxc;
      l=l+1;
   if (x1>chordc)
      y1=y1+dyc;
      x1=0;
   end
end
y1=-lw/2;
x1=chordc+0.908;
while(y1<=lw/2)
      y(l)=y1;
      x(l)=x1;
      x1=x1+dxw;
      l=l+1;
    if (x1-dxw>(chordc*2+0.908))
      if (y1<-1 | y1>=1)
         y1=y1+dy1;
      else
         y1=y1+dyc;
      end
      x1=chordc+0.908;
   end
```

```
end
plot(x,y,'o','MarkerSize',2);
hold on;
grid on
for(i=1:1:length(y))
      xa(i)=x(i)+1/4*dxc;
      xm(i)=x(i)+3/4*dxc;
      if (y(i)<-1 | y(i)>=1)
      ya(i)=y(i)+1/2*dy1;
      else
         ya(i)=y(i)+1/2*dyc;
      end
%        if ((xa1<chordc & ya1<lc/2)  | (ya1>-lw/2 & ya1<lw/2 &xa1>chordc+0.908 & xa1<chordc*2+0.908))
%       if (xa1<chordc | (xa1>chordc+0.908 & xa1<chordc*2+0.908))
%          xa(i)=xa1;
%          ya(i)=ya1;
%       end
%       if (xm1<chordc | (xm1>chordc+0.908 & xm1<chordc*2+0.908))
%          xm(i)=xm1;
%          ya(i)=ya1;
%       end
%        end

end
k=1;
   for(i=1:1:length(ya))
             if ((xa(i)<chordc & ya(i)<lc/2)  | (ya(i)>-lw/2 & ya(i)<lw/2 &xa(i)>chordc+0.908 & xa(i)<chordc*2+0.908))
      if (xa(i)<chordc | (xa(i)>chordc+0.908 & xa(i)<chordc*2+0.908))
         xat(k)=xa(i);
         yat(k)=ya(i);
      end
      if (xm(i)<chordc | (xm(i)>chordc+0.908 & xm(i)<chordc*2+0.908))
         xmt(k)=xm(i);
         yat(k)=ya(i);
      end
       k=k+1;
             end
   end
ymt=yat;
ya=yat;
ym=ymt;
xm=xmt;
xa=xat;
plot(xm,ym,'.r','MarkerSize',3);
hold on;
plot(xa,ya,'*r','MarkerSize',2);
grid on;
for(i=1:1:length(ym))
   if y<-1 | y>=1
   yA1(i)=ym(i)-1/2*dy1;
   yB2(i)=ym(i)+1/2*dy1;
   else
      yA1(i)=ym(i)-1/2*dyc;
   yB2(i)=ym(i)+1/2*dyc;
   end
   end
xA1=xa;
xB2=xa;
ymtot=ym;
xmtot=xm;
N=4*Nx+2*Nx*Nyc;
for(i=1:1:N),
   for(k=1:1:N),
         a1=1/(  (xmtot(i)-xA1(k))*(ymtot(i)-yB2(k))-(xmtot(i)-xB2(k))*(ymtot(i)-yA1(k))  );
         a2=((xB2(k)-xA1(k))*(xmtot(i)-xA1(k))+(yB2(k)-yA1(k))*(ymtot(i)-yA1(k)))/sqrt((xmtot(i)-xA1(k))^2+(ymtot(i)-yA1(k))^2);
         a3=((xB2(k)-xA1(k))*(xmtot(i)-xB2(k))+(yB2(k)-yA1(k))*(ymtot(i)-yB2(k)))/sqrt((xmtot(i)-xB2(k))^2+(ymtot(i)-yB2(k))^2);
         a4=1/(yA1(k)-ymtot(i))*(1+(xmtot(i)-xA1(k))/sqrt((xmtot(i)-xA1(k))^2+(ymtot(i)-yA1(k))^2));
         a5=1/(yB2(k)-ymtot(i))*(1+(xmtot(i)-xB2(k))/sqrt((xmtot(i)-xB2(k))^2+(ymtot(i)-yB2(k))^2));
         A(i,k)=1/4/pi*(a1*(a2-a3)+a4-a5);
   end
end
```

```
alpha=10*pi/180;
Uinf=60;
for(i=1:1:N)
   d(i)=-Uinf*sin(alpha);
end
d=d';
gammma=A\d;
l=1;
ro=1.225;
s=zeros(1,2*Nyc+4);
sx=zeros(Nx,2*Nyc+4);
for(j=1:1:2*Nyc+4)
     for(i=1:1:Nx)
       s(j)=s(j)+gammma(l);
       if i~Nx
       sx(i,j)=sx(i,j)+gammma(l)/(x(l+1)-x(l));
       dcp(i,j)=2/Uinf*sx(i,j);
       end
       %        sm(j)=sm(j)+gammma(l)*xatot(l);
       l=l+1;
   end
end
for (j=1:1:2*Nyc+4)
   Ltag(j)=ro*Uinf*s(j);
%     Mtag(j)=-ro*Uinf*sm(j);
end
Sw=(lw)*chordc;
L=0;
M=0;
for(j=1:1:2*Nyc+4)
       if y(j)<-1 | y(j)>=1
           L=L+Ltag(j)*dy1;
%            M=M+Mtag(j)*dy1;
       else
            L=L+Ltag(j)*dyc;
%            M=M+Mtag(j)*dyc;
       end
 end
CL=L/(0.5*ro*Uinf^2*Sw);
CLalpha=CL/alpha;
% crefSw=0;
%
% for(i=1:1:Ny+1)
%     c(i)=x(Nx+1,i)-x(1,i);
%     if (i<=7 & i>=13),
%         crefSw=crefSw+dy2*c(i)^2;
%     else
%         crefSw=crefSw+dy1*c(i)^2;
%     end
% end
% cref=crefSw/Sw;
% Cm=M/(0.5*ro*Uinf^2*Sw*cref);
% Cmalpha=Cm/alpha;
% xcp=-Cmalpha/CLalpha;
l=1;
for(j=1:1:2*Nyc+4)
     for(i=1:1:Nx)
         xmmat(i,j)=xm(l);
         l=l+1;
     end
end
xplot1=xmmat(:,1);
xplot2=xmmat(:,18);
yplot1=zeros(1,10);
k=1;
f=0;
for(i=1:1:length(ym))
   f=find(ym(i),yplot1);
   if f==0
       yplot1(k)=ym(i);
       k=k+1;
```

```
   end
end
yplot2=[-lc/2+1/2*dyc:dyc:lc/2-1/2*dyc];
yplot=connect(yplot2,yplot1);
xplot=connect(xplot1,xplot2);
figure
%   for(i=1:1:20)
% figure
%       for(j=1:1:Nyc*2+4)
%
%        c=yplot(i);
%       plot(xmmat(:,j),dcp(:,i));
%    title(['delta Cp   vs.   X   at y=',num2str(c)]);
%    ylabel('delta Cp');
%    xlabel('x');
%    hold on;
%
%   end
%   end
clcy=zeros(1,12);
clcy2=zeros(1,8);
for(j=1:1:8)
for(i=1:1:10)
      clcy(j)=clcy(j)+dcp(i,j)*c;
   end
end
for(j=13:1:20)
for(i=1:1:10)
      clcy2(j-12)=clcy2(j-12)+dcp(i,j)*c;
   end
end
  for(j=1:1:Nyc*2+4)
     plot(xmmat(:,j),dcp(:,j));
      title('delta Cp   vs.   X  ');
   ylabel('delta Cp');
   xlabel('x');
   hold on;
  end
figure
ywing1=[-lw/2:dy1:-(lc)/2-dy1];
ywing2=[-lc/2:dyc:lc/2-dyc];
ywing3=[(lc)/2:dy1:lw/2];
ywing12=connect(ywing1,ywing2);
ywing=connect(ywing12,ywing3);
for(j=1:1:length(ywing)-1)
yawing(j)=ywing(j)+1/2*(ywing(j+1)-ywing(j));
end;
cldist=clcy/c;
plot(yplot1,cldist,'*')
polyfit(yplot1,cldist,5)
```

16.3.2. חישוב ביצועי טיסה

16.3.2.1. דיאגרמת VN

```
close all
clear all
clc
%   Initialization of the aircraft geometry (we can play with it):
w=0.2;      %width of the fuselage [m]
b=5;        %plane's wingspan [m]
l=2.5;      %plane's fuselage lenght [m]
S=1.47;        %wing area [m^2]
Sref=S;     %referance area [m^2]
Cfe=0.0055; %Aircraft coefficient for light aircraft (tais 1)
W0=50*9.81; %plane's weight at the begining of flight [N]
W1=45*9.81; %plane's weight at the begining of hovering [N]
W2=37*9.81; %plane's weight at the end of hovering [N]
h=0;     %plane's height [m]
%eta=0.9;    %plane's efficiency
%   Initialization of the engine
%SFC=0.673;                      %engine's SFC [(kg/hr)/HP]
```

```
%SFC1=SFC*9.8/(3600*746);           %SFC [1/m]
Weng=2.63*9.81;                     %engine's weight [N]
etaeng=0.70;                        %engine's (propeller) efficiency
Pavmax=9.8*746;                     %engine's max. Power [Watt]
Nmax=8500;                          %engine's max RPM
%   Dependable values
L_D=10;         %Drag/Lift ratio  - we choose
i=1;
K=0.034;                    %calculated values from internet prog. (ARwing=11 ARcanard=6.7)
Cd0=0.065;                  %same
Pav=Pavmax*etaeng*(1.131*rho(2000)/rho(0)-0.131);
Pav1=Pavmax*etaeng;
for v=20:0.1:50
   V(i)=v;
%    D=W0/L_D;
   DV(i)=0.5*rho(2000)*(V(i))^3*S*(Cd0+K*0.89^2);
   dh_dt1(i)=(Pavmax*etaeng*(1.131*rho(0)/rho(0)-0.131)-DV(i))/W0;
   dh_dt2(i)=(Pavmax*etaeng*(1.131*rho(1000)/rho(0)-0.131)-DV(i))/W0;
   dh_dt3(i)=(Pavmax*etaeng*(1.131*rho(2000)/rho(0)-0.131)-DV(i))/W0;
   Preq(i)=DV(i);
   Preq1(i)=0.5*rho(0)*(V(i))^3*S*(Cd0+K*0.89^2);
i=i+1;
end
v=[90,60,50]
CL_max=1.36;
CL_min=-1;
v_a=28.3;
figure(8)
for v=0:0.5:v_a
    n1=(rho(0)*S*v^2*CL_max)/2/W0;
    n2=(rho(0)*S*v^2*CL_min)/2/W0;
    plot(v,n1, v,n2)
    hold on
    title('n Vs. v');
    ylabel('n ');
    xlabel('v[m/sec]');
    axis([0 60 -5 5]);
 end
for v=v_a:0.5:60
n1=2;
n2=-1.5;
plot(v,n1,v,n2)
hold on
end
for n=-5:0.1:5
plot(v_a,n)
hold on
end
```

16.3.2.2. זמן שהייה כתלות בצריכת דלק (SFC)

```
close all
clear all
clc
%   Initialization of the aircraft geometry (we can play with it):
w=0.2;      %width of the fuselage [m]
b=3.5;       %plane's wingspan [m]
l=2.5;     %plane's fuselage lenght [m]
S=w*b;       %wing area [m^2]
Sref=S;    %referance area [m^2]
Cfe=0.0055; %Aircraft coefficient for light aircraft (tais 1)
W1=45*9.81; %plane's weight at the begining of hovering [N]
W2=37*9.81; %plane's weight at the end of hovering [N]
h=3048;    %plane's height [m]
eta=0.9;   %plane's efficiency
%   Initialization of the engine
SFC=[0.5:0.02:1];  %engine's SFC [(kg/hr)/HP]
SFC1=SFC.*9.8/(3600*746);         %SFC [1/m]
Weng=2.63*9.81 ;                %engine's weight [N]
etaeng=0.9 ;                  %engine's efficiency
Pavmax=9.8*746;%*etaeng          %engine's max. Power [Watt]
Nmax=8500 ;                   %engine's max RPM
```

```
%    Dependable values
AR=(b.^2)./S  %aspect ratio
% AR=[4:0.3:25];
Swet=2*pi.*(w./2)*l+2.*S                %Swet [m^2]
e=1.78*(1-0.045.*AR.^0.68)-0.64          %oswald coefficient
K=1./(e*pi.*AR)                    %K
Cd0=Cfe*Swet/Sref                    %Cd0
ro=rho(h)                     %rho [kg/m^3]
Vmin=sqrt(2*W1*sqrt(K/3/Cd0)/(ro.*S))    %velocity for minimum drag power (DVmin) [m/sec]
Cdmin=4*Cd0                    %Cd for minimum drag power (DVmin)
CLmin=sqrt(3*Cd0./K)                    %CL for minimum drag power (DVmin)
DVmin=0.5*ro*(Vmin.^3).*S*Cdmin           %minimum drag power (DVmin) [Watt]
Nreq=DVmin/(Pavmax/Nmax)               %required rpm for minimum drag power (DVmin)
FFmin=SFC.*DVmin/746                   %Fuel flow for minimum drag power (DVmin) [kg/hr]
E=eta*sqrt(2*ro*S).*(CLmin.^1.5)./(SFC1*Cdmin*3600)*(1/sqrt(W2)-1/sqrt(W1))  %endurance [hr]
figure(1)
plot(SFC,E,'*')
title('Endurance Vs. SFC');
xlabel('SFC [kg/hr/HP]');
ylabel('E [hr]');
```

16.3.2.3. ביצועי טיסה מעודכנים לפי אנליזות אווירודינאמיות (קצב נסיקה וזמן שהייה)

```
close all
clear all
clc
%   Initialization of the aircraft geometry (we can play with it):
w=0.2;      %width of the fuselage [m]
b=5;        %plane's wingspan [m]
l=2.5;      %plane's fuselage lenght [m]
S=1.47;        %wing area [m^2]
Sref=S;     %referance area [m^2]
Cfe=0.0055; %Aircraft coefficient for light aircraft (tais 1)
W0=50*9.81; %plane's weight at the begining of flight [N]
W1=45*9.81; %plane's weight at the begining of hovering [N]
W2=37*9.81; %plane's weight at the end of hovering [N]
h=0;     %plane's height [m]
%eta=0.9;    %plane's efficiency
%   Initialization of the engine
%SFC=0.673;                        %engine's SFC [(kg/hr)/HP]
%SFC1=SFC*9.8/(3600*746);           %SFC [1/m]
Weng=2.63*9.81;                    %engine's weight [N]
etaeng=0.70;                   %engine's (propeller) efficiency
Pavmax=9.8*746;                    %engine's max. Power [Watt]
Nmax=8500;                     %engine's max RPM
%    Dependable values
L_D=10;         %Drag/Lift ratio  - we choose
i=1;
K=0.034;
Cd0=0.01;
Pav=Pavmax*etaeng*(1.131*rho(2000)/rho(0)-0.131);
Pav1=Pavmax*etaeng;
for v=0:0.1:110
    V(i)=v;
%    D=W0/L_D;
%    dh_dt1(i)=(Pavmax*etaeng*(1.131*rho(0)/rho(0)-0.131)-D*V(i))/W0;
%    dh_dt2(i)=(Pavmax*etaeng*(1.131*rho(1000)/rho(0)-0.131)-D*V(i))/W0;
%    dh_dt3(i)=(Pavmax*etaeng*(1.131*rho(2000)/rho(0)-0.131)-D*V(i))/W0;
    dh_dt1(i)=(Pavmax*etaeng*(1.131*rho(0)/rho(0)-0.131)-(0.5*rho(0)*V(i)^3*S*Cd0+(2*K*W0^2)/(rho(0)*V(i)*S)))/W0;
    dh_dt2(i)=(Pavmax*etaeng*(1.131*rho(1000)/rho(0)-0.131)-(0.5*rho(1000)*(V(i))^3*S*Cd0+2*K*W0^2/(rho(1000)*V(i)*S)))/485;
    dh_dt3(i)=(Pavmax*etaeng*(1.131*rho(2000)/rho(0)-0.131)-(0.5*rho(2000)*(V(i))^3*S*Cd0+2*K*W0^2/(rho(2000)*V(i)*S)))/480;
    Preq(i)=0.5*rho(2000)*(V(i))^3*S*(Cd0+K*0.89^2);
    Preq1(i)=0.5*rho(0)*(V(i))^3*S*(Cd0+K*0.89^2);
i=i+1;
end
figure(1)
plot(V/0.5144,dh_dt1/0.3048*60,V/0.5144,dh_dt2/0.3048*60,V/0.5144,dh_dt3/0.3048*60)
title('Dh/Dt Vs. Velocity')
ylabel('Dh/Dt [ft/min]')
xlabel('Velocity [knts]')
legend('h=SL','h=1km','h=2km')
grid on
```

```
 figure(2)
 hold on
 plot(V/0.5144,Preq/746,V/0.5144,Pav/746,V/0.5144,(Pav-Preq)/746,V/0.5144,Preq1/746,V/0.5144,Pav1/746,V/0.5144,(Pav1-Preq1)/746)
 legend('Preq_2_k_m','Ps_2_k_m','Preq_S_L','Ps_S_L','Pav_2_k_m','Pav_S_L')
 title('Power Vs. velocity at 2km/SL')
 ylabel('P [HP]')
xlabel('Velocity [knts]')
SFC=2.45e-6;
SFC1=SFC*1.5;
figure(7)
for v=20:0.05:50
    E=etaeng/SFC/v*L_D*log(48.75/36)/3600;
    E1=etaeng/SFC1/v*L_D*log(48/36)/3600;
    plot(v/0.5144,E,v/0.5144,E1)
    hold on
    title('Endurance Vs. v');
    ylabel('E [hr]');
    xlabel('v[knts]');
    grid on;
 end
```

16.3.3. חימוש מוטל

16.3.3.1. הצגת מסלול בליסטי משוער של חימוש מוטל

```
close all;
clear all;
clc;
%%%%%%% CONSTANTS
Rho_SL=1.225;%[kg/m^3]
g=9.81;%[m/sec^2]
M=0.4;%[Kg]
C_D_x=[0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04];
C_D_y=[0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04];
S_y=[0.04 0.04 0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04,0.04].^2*pi/4;%[m^2]
S_x=[0.1,0.1,0.1,0.1,0.1,0.1,0.1,0.1,0.1]*0.04;%[m^2]
D_t=0.01;%[sec]
%%%%%%% STARTING CONDITIONS
V0_x=[40,39,41,40,39,41,40,39,41];%[m/sec]
V0_y=[0,0,0,0,0,0,0,0,0];%[m/sec]
H0=[500,500,500,750,750,750,1000,1000,1000];%[m]
%%%%%%% INIT
Proj=struct('C_d_x',{},'C_d_y',{},'s_x',{},'s_y',{},'Traj',{});
for q=1:1:length(H0)
   Proj(q).C_d_x=C_D_x(q);
   Proj(q).C_d_y=C_D_y(q);
   Proj(q).s_x=S_x(q);
   Proj(q).s_y=S_y(q);
   Proj(q).Traj(1,:)=[0,H0(q),V0_y(q),0,V0_x(q)];%[Time,Y position,V_y,X position,V_x]
%%%%%%% CALCULATION
             i=1;
             CD_y=Proj(q).C_d_y;
             CD_x=Proj(q).C_d_x;
             s_y=Proj(q).s_y;
             s_x=Proj(q).s_x;
             while Proj(q).Traj(i,2)>=(0+0.1)%as long as the trajectory height is heigher then 0.1 [m] above ground calculate
                          h=Proj(q).Traj(i,2);
                          Vy=Proj(q).Traj(i,3);
                          x=Proj(q).Traj(i,4);
                          Vx=Proj(q).Traj(i,5);
                          [D_y,D_x]=Forces(h,Vy,Vx,CD_y,CD_x,s_y,s_x);%Calculating the overall drag forces
      F_y=M*g-D_y;%Calculating the overall forces on the projectile in y axe;
      F_x=-D_x;%Calculating the overall forces on the projectile in x axe;
      Vy2=Vy+D_t/M*F_y;%Calculating the new Vy speed
      h=h-D_t*(0.5*(Vy2+Vy));%Calcultaing the new y position (h) by avarage of two speeds
      Vx2=Vx+D_t/M*F_x;%Calculating the new Vx speed
      x=x+D_t*(0.5*(Vx2+Vx));%Calcultaing the new x position by avarage of two speeds
      Proj(q).Traj(i+1,:)=[(i)*D_t,h,Vy2,x,Vx2];
      i=i+1;
             end
end
for q=1:1:length(H0)
```

```
            figure(1)
            hold on;
            plot(Proj(q).Traj(:,1),Proj(q).Traj(:,2)*3);
            figure(2)
            hold on;
            plot(Proj(q).Traj(:,4)*3,Proj(q).Traj(:,2)*3);
end
figure(1)
xlabel('Time [sec]');
ylabel('Height [feet]');
grid;
figure (2)
xlabel('X [feet]');
ylabel('Height [feet]');
grid;
title('Hit distance for different drop heights. Nominal drop speed 40[m/sec]\pm1[m/sec]');
axis([0 1800 0 3000]);
```

16.3.3.2. כוחות הפועלים על גבי גוף בליסטי

```
function [Fy,Fx]=Forces(h,Vy,Vx,CD_y,CD_x,s_y,s_x)
[tmp1,tmp2,Rho,tmp3,tmp4]=ATM_prop(h*3,288.2);%converting hieght to feet, and standard temprture at sea level
Fy=0.5*Rho*s_y*Vy^2*CD_y;
Fx=0.5*Rho*s_x*Vx^2*CD_x;
```

16.3.3.3. תכונות אטמוספריות

```
function [T,P,Rho,C,Mu]=ATM_prop(h,T_SeaLevel(
%This function calculates the tempreture [Kelvin], relative pressure and
%density and C and Mu (viscosity). The function recieves the height in
%feet.
 %L=1.98/1000; %[Kelvin/1000feet[
L=6.5/1000; %[Kelvin/meter[
T_0=288.2; %[Kelvin[
g_0=9.81; %[m/sec^2[
 %g_0=32.174; %[ft/sec^2[
R=287; %[J/Kg*K] gas coefficient
 %R=1715.7; %[ft lbf/slug/oR[
 %h_st=36000; %limit of troposphere [feet[
h_st=36000*0.3048; %limit of troposphere [m[
T_st=216.7; %[Kelvin[
Gama=1.4;
h=h*0.3048;
if size(who('T_SeaLevel'))==1
            if  T_SeaLevel~=T_0
      L=(T_SeaLevel-T_st)/h_st;
      T_0=T_SeaLevel;
            end
end
if h>80000*0.3048
   return
end
if h<=h_st %in troposphere
   T=(T_0-L*h;(
   P=(T)^(g_0/(R*L;((
   Rho=(1-(L*h/T_0))^(g_0/(R*L)-1;(
   C=sqrt(Gama*R*T;(
   Mu=(0.1458e-10*sqrt(T))/(1+110/T;(
end
if h>h_st %stratosphere
   T=T_st;
   Rhost_Rho0=(1-(L*h_st/T_0))^(g_0/(R*L)-1;(
   P=exp(-g_0*(h-h_st)/(R*T_st))*((T_st)^(g_0/(R*L;(((
   Rho=exp(-g_0*(h-h_st)/(R*T_st))*((1-(L*h_st/T_0))^(g_0/(R*L)-1;((
   C=sqrt(Gama*R*T_st;(
   Mu=(0.1458e-10*sqrt(T_st))/(1+110/T_st;(
End
```