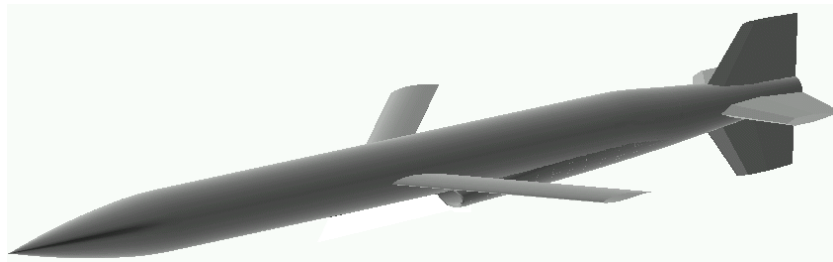


Project 8: EWAL-UAV 2000
Electronic Warfare Air Launched
Unmanned Aerial Vehicle
פרוייקט 8: מזל"ט לוחמה אלקטרונית משוגר
מהאוויר



17 במרץ 2001

תוכן ענינים

4	מבוא	1
4	מפרט טכני	1.1
6	תוכן הדוח	1.2
6	שיטת עבודה	1.3
8	קונספט מבני וניתוח חוזק של המבנה	2
8	גוף המזל"ט	2.1
9	קונספט מבני של המזל"ט	2.1.1
14	אינסטלציה של הרכיבים הפנימיים	2.1.2
19	אנליזת מבנה כנף בשיטת אלמנטים סופיים	2.2
19	רקע תיאורטי	2.2.1
26	ניתוח תוצאות של האנליזה	2.2.2
31	צורת חיבור הכנפיים	3
31	חיבור חד-צירי	3.1
31	חיבור דו-צירי	3.2
31	יתרונות וחסרונות של שיטות חיבור הכנפיים	3.3
33	מסקנה	3.4
34	תאור של אופן חיבור הכנף	3.5
34	השוואה בין שתי אופציות של חיבור הכנף	3.5.1
36	סיכום	3.5.2
36	תאור מפורט של חיבור הדו-צירי	3.6
36	חישוב עומסי חיבור הכנף - חיבור דו-צירי	3.6.1
41	חישוב כוח הגרר המתפלג על הכנף	3.6.2
44	מנגנון פתיחת כנפיים	3.7
44	חישוב כוח הקפיץ לפתיחת הכנף ממצב סגור למצב פתוח	3.7.1

49	תכנון מערכת בקרת טיסה	4
49	רקע תאורטי	4.1
49	דינמיקה, משוואות תנועה של המזל"ט:	4.1.1
50	פיתוח פונקציות תמסורת אורכיות ורוחביות	4.1.2
53	חוגי בקרה עיקריים	4.1.3
56	מדידים לקביעת אוריאנטציה במרחב לצורך ניווט	4.1.4
60	Control system devices and MP-2000 (Full-Feature Autopilot)	4.2
60	תאור כללי	4.2.1
61	תאור טכני	4.2.2
61	מערכות בקרה עיקריות	4.2.3
62	דיאגרמת בלוקים	4.2.4
62	Installation	4.2.5
63	תכנון והזנת של הגברי הבקרה לביצועים אופטימליים:	4.2.6
64	הסדר המומלץ לתכנון הגברי המחשב	4.2.7
64	פקודות טיסה ומסלול	4.2.8
66	מדידים	4.2.9
66	בחירת קונפיגורצית servos	4.2.10
70	מציאת מקדמים אווירודינמיים	4.3
70	ניתוח אווירודינמי באמצעות CFD	4.3.1
79	שטח חתך מכ"ם	5
79	מבוא	5.1
79	דרישות המזל"ט	5.2
81	סקירת התקנים פסיביים להגדלת שח"ם	5.3
81	פינות החזרה Corner Reflectors	5.3.1
83	עדשות לונברג Luneberg Lenses	5.3.2
86	כרטיסים מגדילי שח"ם Retro-reflector circuits	5.3.3
88	ההתקנים שנבחרו עבור ה- EWAL-UAV-2000	5.4
88	Lens Reflector	5.4.1
89	Retro-reflector circuits	5.4.2
92	ניתוח עלויות	6
92	מבוא	6.1
92	חישובים	6.2
98	סיכום	7
100	תודות	8

פרק 1

מבוא

פרוייקט זה עוסק בתכנון מזל"ט שמטרתו היא הרוויה אלקטרונית של השמים לצורך הטעיית מערכות המכ"ם של האויב.

1.1 מפרט טכני

המזל"ט תוכנן לפי מפרט טכני להלן:

ממשק חיבור למטוס נושא (F-16)

- חיבור של 10 מזל"טים ל- F-16 ע"י TER (Tripple Ejector Rack)
- חיבור ל- TER ע"י טפסים "14 סטנדרטיים"
- מרכז הכובד בהתאם לדרישות MIL STD
- מרווחים וקוי קרקע בהתאם לדרישות MIL STD

שיגור

- שיגור ממטוס נושא (F-16) מגבהים נמוכים וגבוהים

ממערכת בקרה

- יכולת טיסה אוטונומית עם מסלול מתוכנת ובקרה עצמית לדימוי מטוס מאוי-יש
- תכנות המסלול תוך 30 שניות
- שהייה באוויר 30 דקות

נתוני טיסה

- גובה טיסה $10000 - 30000[ft]$
- מהירות שיגור עד $0.95 Mach$

יכולת תמרון

- מהלך תמרונים מתוכנת: פניות של $30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ לאורך 1-4 מיילים ימיים
- זמני תמרון: 12,60,120,180,240,300,360,420 שניות
- טווח מירבי של 76 מיילים ימיים ללא תמרון

חתימת מכ"ם

- הגברת חתימה אקטיבית/פסיבית להדמיית מטוס קרב אמיתי

משקל מירבי

- $100[lb]$

תחזוקתיות

- בדיקת תקינות תוך 15 שניות

יכולת נחיתה

- אין

מחיר מטרה

- $20000\$$ ליח' בייצור סידרתי

1.2 תוכן הדוח

דו"ח זה מכיל חלקים שעוסקים בנושאים הבאים:

1. בחירת אמצעי הגברה של חתימת מכ"ס
 2. קונספט מבני וניתוח חוזק של המבנה
 3. צורה ומנגנון של פתיחת כנפיים
 4. תכנון מערכת הבקרה ובחירת המכשור למע' בקרה
 5. חישוב מקדמים אווירודינמיים
 6. ניתוח עלויות תכנון וייצור
- דוח זה אינו מכיל נושאים הבאים שמופיעים בדו"ח של סמסטר ראשון של הפרוייקט:

1. סקר תצורות
2. קביעת צורה גיאומטרית ומקום ראשוני של מערכות
3. קביעת פרופילים אווירודינמיים של כנף ומשטחי זנב
4. בחירת מנוע
5. שיטת תלייה למטוס נושא
6. מרווחי תלייה ומרווחי קרקע
7. תכנון דגם מנהרה

1.3 שיטת עבודה

עקב דרישה עיקרית למחיר נמוך כל נושא התחיל בסקר תצורות קיימות וה- התבסס על תצורות של מוצרים קיימים המתאימים/קרובים לדרישות ספציפיות. במקרים הבאים נבחרו לשילוב במזל"ט שלנו מערכות קיימות בשוק:

1. מערכת בקרה משולבת עם טייס אוטומטי MP-2000
2. שלושת האופציות הנוכחיות של המנוע למזל"ט שלנו הן מנועים קיימים בשוק

במהלך בחירת תצורה גיאומטרית נהתקבלה צורה דומה לתצורה גיאומטרית של מזלט קיים MALD מתוצרת חברת Teledyne Ryan גם הוא משוגר אווירית.

במהלך הפרוייקט שילבנו שיטות אנליטיות (לדוגמה: בדיקת חוזק של גוף המזל"ט) ושיטות נומריות (חישובי חוזק של הכנף וחישוב פרמטרים אווירודינמיים).

בסיום הפרוייקט ביצענו הערכת עלויות של מרכיבים שונים של פרוייקט בשתי שיטות: שיטה אמפירית DAPCA-IV ועל סמך ניסיון קיים של מנחה הפרוייקט. בשלב זה נראה שמחיר מטרה סביר הינו כ-2500\$.

פרק 2

קונספט מבני וניתוח חוזק של המבנה

בפרק זה נציג בקצרה את הקווים המנחים אשר בעזרתם נגבש את הקונספט המבני של UAV 2000 תוך ניתוח חוזק של המבנה. הניתוח יתחלק לשני חלקים:

1. תכן מבני וניתוח חוזק (בצורה אנליטית) של גוף המזל"ט

2. ניתוח חוזק של הכנף בעזרת אלמנטים סופיים

2.1 גוף המזל"ט

מבנה המזל"ט מיועד בראש ובראשונה לשאת את המטען המועיל של המזל"ט וכמובן להגן עליו. מטרת המבנה היא לתת צורה חיצונית ולשאת בעומסים המתפתחים על המטוס. על מנת לבצע את הדרישות שהוצבו יש לקבוע עקרונות מנחים:

- רציפות המבנה כידוע מבנה רציף הוא מבנה החזק ביותר והמבנה האידיאלי מבחינתנו הוא גליל עם כנפיים ללא פתחים, אבל זה בלתי אפשרי, לכן נצטרך לכפות בדרך כלשהי על אי רציפויות בפתחים ובחריצי כנפיים.
- פשטות המבנה הדרישה החזקה על המבנה היא לעמוד בעומסים, אבל יש לשמור על העובדה כי המבנה חייב להיות קל. מזה נגזרת עובדה כי המבנה הקל ביותר הוא המבנה הפשוט ביותר ללא חיזוקים מיותרים וקטעי חפיפה מיותרים.
- מקדמי בטחון של המבנה עקב העובדה כי אין חיי אדם המונחים על הכף, אנו נדרוש מקדמי בטחון נמוכים מאוד וכך נוכל לחסוך במשקל.
- תחזוקת המבנה על המזל"ט להיות נוח בטיפול קרקע. כתוצאה מהעובדה כי הכלי הוא כלי מתכלה (חד פעמי) ואין צורך טיפול שוטף, מספיקים לנו שני פתחים:

1. פתח הזנת נתוני טיסה (מיקום וכו')

2. פתח למיכל דלק.

2.1.1 קונספט מבני של המזל"ט

הקונספט הכללי של המבנה הראשי נבחר בסמסטר הקודם תוך שיקולים כאלה או אחרים. החלטנו ללכת עם מבנה גלילי, מפני שזהו המבנה הכי אופטימלי לצרכים שלנו.

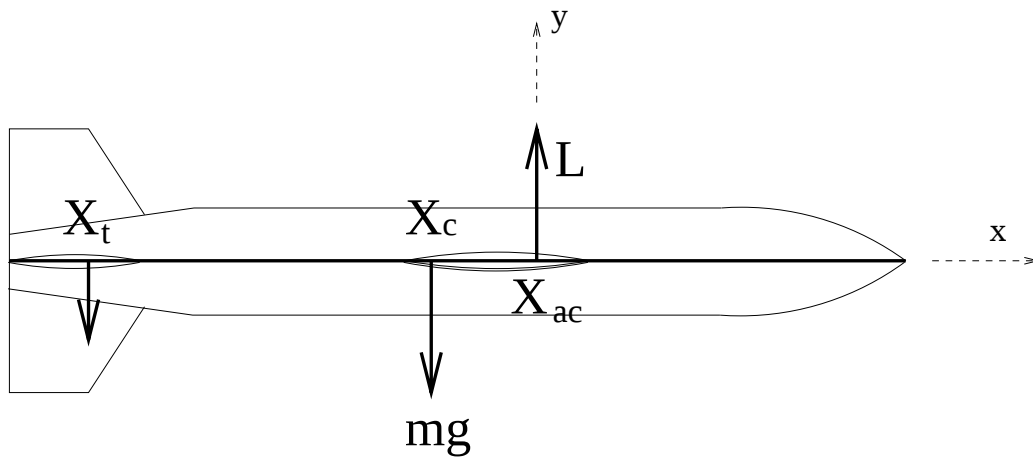
עקב המידות הקטנות של הכנפיים ובגלל שאין צורך באחסון הדלק בכנפיים נבנה אותם חלק אחד בשיטות עיבוד שבבי. חישובי חיזוקים ייעשו מתוך ידיעת נקודות תורפה של הגוף. נקודות אלו הן הפתחים שצוינו קודם לכן אם עובי פח מקומי אינו יספיק על מנת לשאת בעומסים נצטרך להוסיף חיזוקים. ייוספו חציצים על מנת למנוע קריסה של המעטפת - אפילו אם עובי הפח עומד בדרישה, שימוש בחציצים ימנע קריסת מעטפת בעת טיפול במזל"ט על הקרקע (נשיאה ממקום למקום, טעינת המזל"ט על המטוס וכו').

תכנון החציצים בגוף המטוס

צורך בהוספת חציצים נובע מסכנת קריסה של המעטפת וחיזוק הגוף בנקודות תורפה. ראשית כל יש לקבוע את מיקום החציצים (משני צדדי הפתחים ומשני צדדי של חריץ הכנף).

חישוב מומנט כפיפה

נמצא את מומנטי הכפיפה הפועלים על הגוף מתוך קירוב לכוחות ולמומנטים הפועלים במישור אנכי של המטוס. הכוחות הגדולים ביותר הם הכוחות האנכיים לאורך המטוס: כוח עילוי על הכנף, כוח עילוי על הזנב וכוח הכובד. ניתן להזניח את כוח הגרר ודחף עקב הזרוע הקטנה סביב ציר האורך של המטוס. הכוחות ומומנטים תלויים הן בתנאיי הטיסה של הכלי והן במיקום מרכז הכובד של המטוס. בגלל שמיקום מרכז הכובד נגזר מתוך הקונפיגורציה של רכיבי המזל"ט (קבועים במקום) ישנו צורך לבדוק שינוי במהלך המומנטים עקב תזוזה של מרכז הכובד הנובעת מהתרוקנות של מיכל הדלק. נתאר את פילוג הכוחות לאורך ציר המטוס.



נבנה משוואות ש"מ עבור כוחות ומומנטים:

$$L - L_t - n \cdot W = 0$$

$$L \cdot x_{ac} - L_t \cdot x_t - n \cdot W \cdot x_{cg} = 0$$

$$L = \frac{n \cdot W \cdot (x_t - x_{cg})}{(x_t - x_{ac})}$$

$$L_t = L - n \cdot W$$

(2.1)

פילוג המומנטים עבור שלושת האזורים:

$$M_1(x) = 0$$

$$M_2(x) = n \cdot W (x_{cg} - x)$$

$$M_3(x) = \frac{n \cdot W (x_{ac} - x_{cg}) \cdot (x_t - x)}{x_w - x_t}$$

(2.2)

בהצבת הערכים הידועים ניתן למצוא את המומנט המקסימלי ואת מיקומו. ניתן לנחש כי המומנט המירבי יתפתח באזור הכנפיים. המאמץ שמתפתח בפח

עקב מומנט כפיפה:

$$\sigma = \frac{M_{\max} \cdot y_{\max}}{I}$$

(2.3)

$M_{\max}(x)$ - מומנט הכפיפה המקסימלי
 $y_{\max}$ - מרחק מקסימלי בין ציר המטוס לבין הפח
 I - מומנט אינרציה של שטח החתך

מתוך נוסחה זו ניתן לקבל את המאמץ המקסימלי. המטרה שלנו היא לא לעבור את המאמץ המותר לכן ע"י שינוי של הפרמטרים של מומנט האינרציה או הג-דלת מומנט אינרציה עצמו נוכל להישאר בתחום המותר של המאמצים. ידוע שדה מאמצי כפיפה אינו קבוע לאורך הגוף (מומנט כפיפה משתנה) ולכן ישנם אזורים שלא יצטרכו חיזוקים.

חישוב עובי דופן

(2.4)

$$\begin{aligned} x_{cg} &:= 1200 \text{ mm} \\ n &:= 3 \\ W &:= 45.36 \text{ kg} \\ x_{ac} &:= 1225 \text{ mm} \\ x_t &:= \left(2300 - \frac{3}{4} \cdot 176 \right) \text{ mm} \\ M(x) &:= \begin{cases} 0 & \text{if } (x \geq 0) \wedge (x < x_{cg}) \\ n \cdot W \cdot (x_{cg} - x) & \text{if } (x \geq x_{cg}) \wedge (x < x_{ac}) \\ \frac{n \cdot W \cdot (x_{ac} - x_{cg}) \cdot (x_t - x)}{x_{ac} - x_t} & \text{otherwise} \end{cases} \\ x &:= 0 \text{ mm}, 1 \text{ mm} \dots x_t \end{aligned}$$

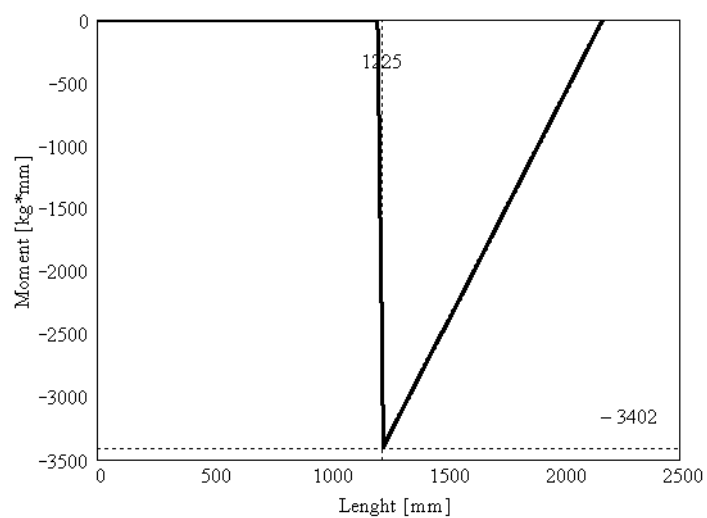


Figure 2.1:
Bending Moment Vs. Length of UAV

$$\begin{aligned}
 R &:= 75 \text{ mm} \\
 M_{\max} &:= -3402 \text{ kg} \cdot \text{mm} \\
 \sigma_{\text{all}} &:= -20.98 \frac{\text{kg}}{\text{mm}^2} \\
 \sigma(t) &:= \frac{M_{\max} \cdot R}{\pi \cdot R^3 \cdot t} \\
 t &:= 0.1 \text{ mm}, 0.11 \text{ mm} \dots 5 \text{ mm}
 \end{aligned}
 \tag{2.5}$$

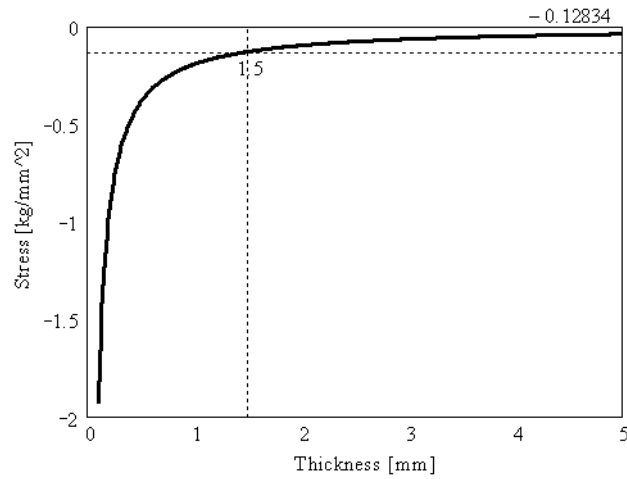


Figure 2.2: Bending stress Vs. Thickness of the skin

Stress for the desired thickness :

$$\sigma(1.5 \cdot \text{mm}) = -0.128 \frac{\text{kg}}{\text{mm}^2}$$

Allowed stress for aluminum :

$$\sigma_{\text{all}} = -20.98 \frac{\text{kg}}{\text{mm}^2}$$

(2.6)

This equation finds the minimum thickness of the skin:

$$z := 0.01 \text{ mm}$$

Given :

$$\sigma_{all} = \frac{M_{max} \cdot R}{\pi \cdot R^3 \cdot z}$$

(2.7)

Guess value for the program :

$$\text{Find } (z) = 9.176 \times 10^{-3} \text{ mm}$$

Minimal thickness of the skin :

$$t = 9.176 \times 10^{-3} \text{ mm}$$

מסקנות

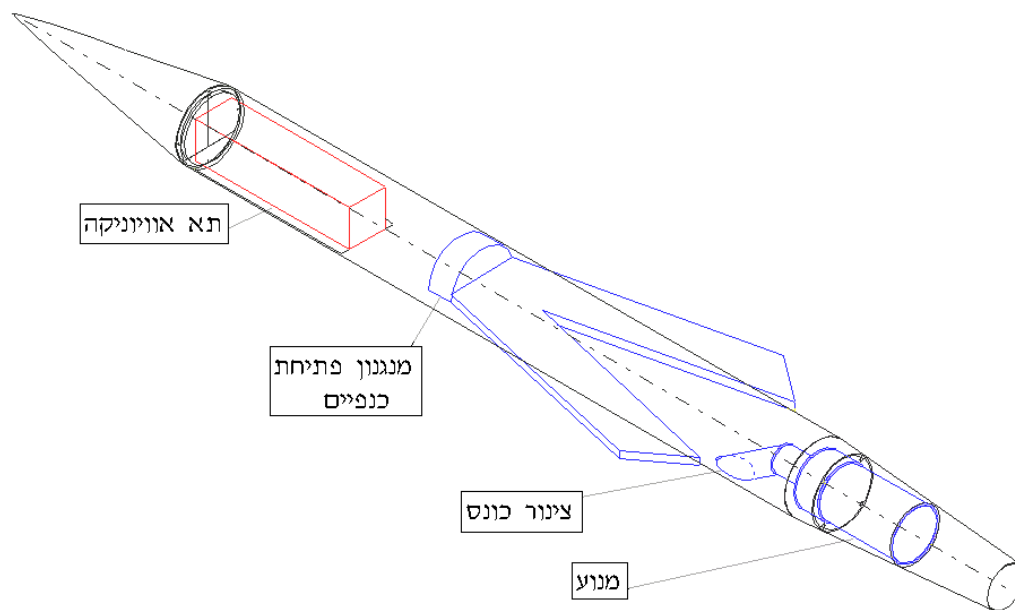
מתוך התוצאות הנ"ל אנו יכולים לראות כי העומסים המתפתחים על הכלי אינם מתקרבים למאמץ המקסימלי המותר. עובי זה יאפשר טיפול קרקע. 1.5 mm
 העובי המוצע הוא אין צורך בחיזוקים נוספים. יוספו שני פתחים:
 (1) פתח הזנת נתונים.
 (2) פתח למילוי מיכל דלק. אין צורך בחיזוקים על הפתחים.

עקב העובדה כי אין עדיין תצורה סופית, לא נקבעו מקומות הפתחים. התוצאה המתקבלת היא חשודה בעינינו, מפני שלפיה בעומסים המתפתחים אנו רחוקים ב 2 סדרי גודל מהמאמץ המותר וזה לא הגיוני, אך לא נמצאה טעות חישוב.

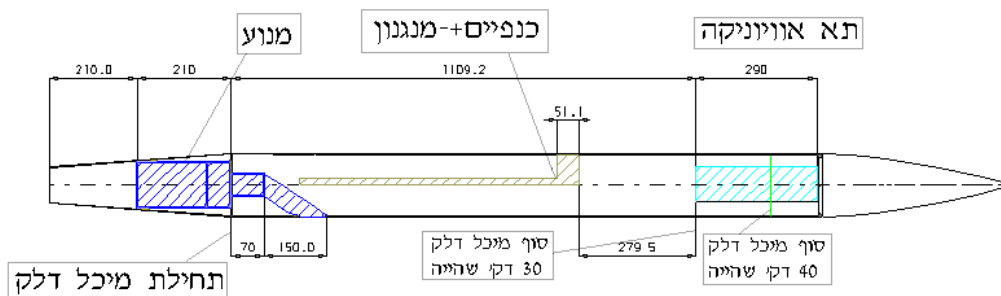
2.1.2 אינסטלציה של הרכיבים הפנימיים

בשלב הראשון מוקם המנוע בקצה הכלי (ככל האפשר). מנגנון פתיחת כנפיים שמנו במקום המיועד לו, בנקודות חיבור עם כנף. תא האווניקה מוקם לאחר

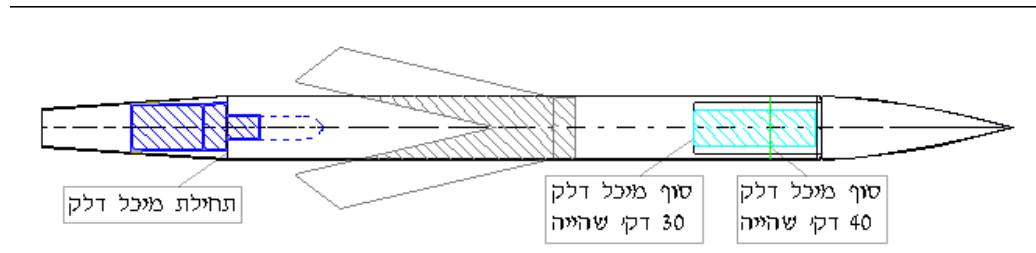
החיבור של RADOME עם הגוף הגלילי.



מבט צד:



מבט על:



מיכל דלק

עבור 30 דקות שהייה אנו צריכים כ-14 ק"ג דלק.

$$m := 14.25 \text{ kg}$$

$$\rho := 0.8 \frac{\text{kg}}{\text{liter}}$$

$$V := \frac{m}{\rho}$$

$$V = 0.018 \text{ m}^3$$

(2.8)

לצורך ההדגמה בלבד ניקח גליל ברדיוס כרדיוס פנימי של הכלי, 5.37 מ"מ, ונחשב את אורכו:

$$V := 0.018 \text{ m}^3 \quad r := 73.5 \text{ mm}$$

$$V = h \cdot \pi \cdot r^2$$

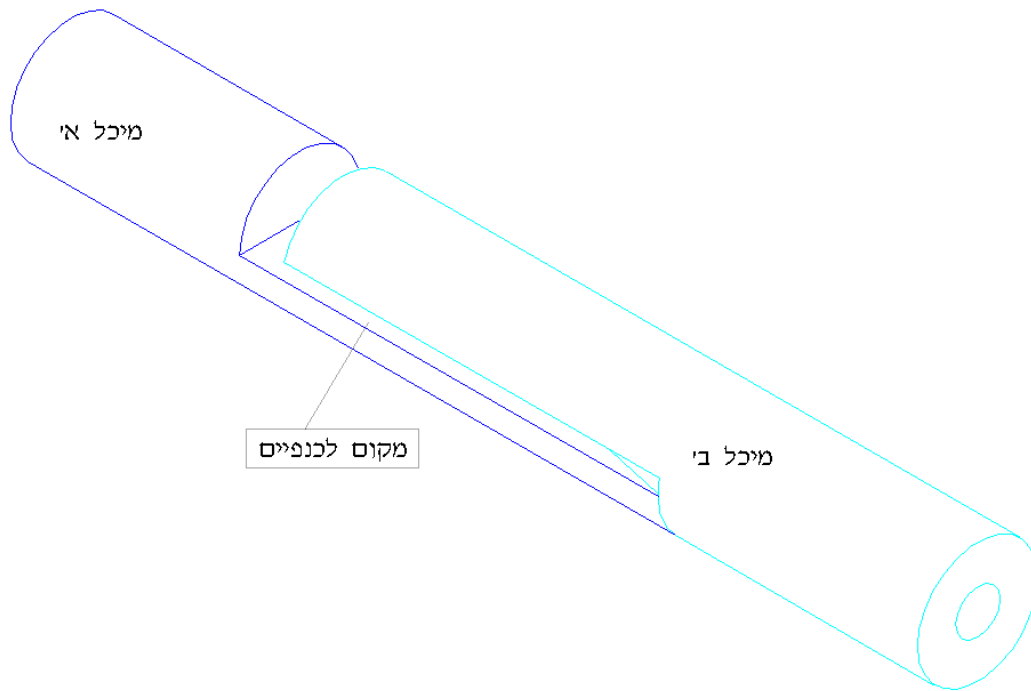
$$h := \frac{V}{\pi \cdot r^2}$$

$$h = 1.061 \text{ m}$$

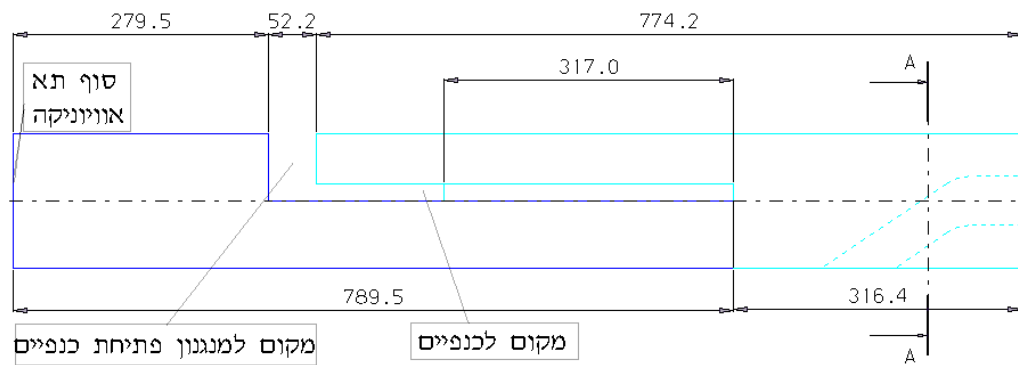
(2.9)

במקרה שלנו הרכיבים הפנימיים מקטינים את הנפח הפנוי של הגליל הפנימי, ולכן יש להשתמש בכל נפח אפשרי על מנת שנוכל לאחסן 14.25 ק"ג. הצעתנו למיכל דלק היא: עקב קושי בייצור אנו מציעים להרכיב את מיכל הדלק משני חלקים.

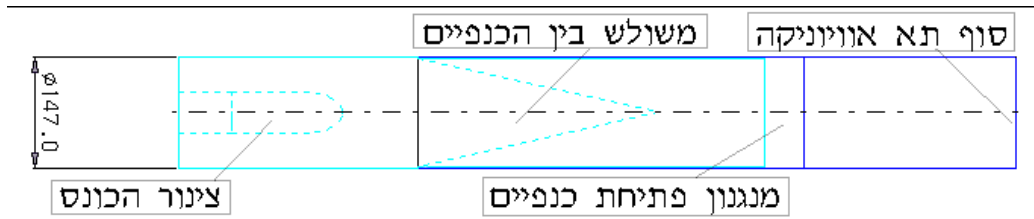
מבט צד:



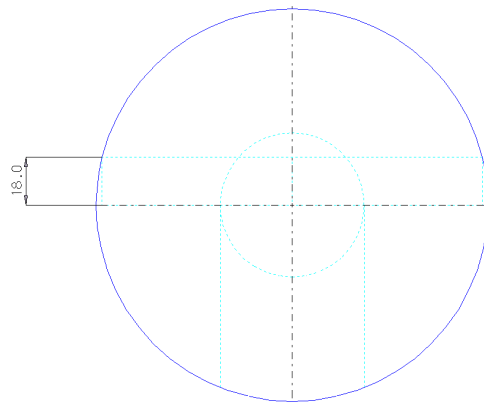
מבט על:



מבט פנים:



מבט A :



חתך אחרון בא להסביר את צורת החור בתוך המכל הנובע מצינור הכונס. כנפיים במצבם הסגור משאירות חלקת נפח בצורת משולש. הוחלט להשתמש גם בנפח זה לצורך המכל. מתוך השרטוטים הנ"ל ניתן לראות כי אם נבנה את מיכל הדלק בצורה זו ניתן לאכסן דלק המספיק ל-30 דקות טיסה. ניסינו לבדוק האם אפשרות של 35 דקות שהייה ניתנת לביצוע, אך הדבר אפשרי אם ורק אם נישאר כמעט ללא תא אוויוניקה. סוף מיכל דלק של 35 דקות שהייה מסומן בקו ורוד בשרטוטים של הרכיבים הפנימיים. אם לא קיימת בעיה טכנית לייצור מיכל כחלק אחד אזי אין שום סיבה לבנותו משני חלקים, ולסבך את המערכת.

מסקנות

מיכל דלק יורכב משני חלקים, כאשר כל חלק יאכסן כמחצית המשקל הכולל של הדלק. נלקח בחשבון עובי הפח של 1 מ"מ עבור המכל. ישנו שטח מגע בין המכלים, הדבר יאפשר חיבור בינם. אם אין כל קושי בייצור המכל ובהרכבתו הסופית על המזל"ט כחלק אחד אזי כך ייעשה. הדבר יפשט את המערכת. התצורה המוצעת מבטיחה 30 דקות טיסה. ניסיון להגדיל את זמן השהייה לא הצליח עקב מגבלות גיאומטריות.

2.2 אנליזת מבנה כנף בשיטת אלמנטים סופיים.

2.2.1 רקע תיאורטי

מבוא

שיטת אלמנטים סופיים משמשת כדי לספק קירוב דיסקרטי של התנהגות המערכת הרציפה. שיטת אלמנטים סופיים היא יישום של שיטת ריילי-ריץ' למערכות רציפות מחולקות למספר סופי של אלמנטים דיסקרטיים. פונקציות תזוזה נבחרות כן, שהן מספקות תנאי גבול גיאומטריים ורציפות בין האלמנטים.

תאור השיטה

נקבע a להיות אורך האלמנט. נגדיר קואורדינטה מקומית $(\zeta : a > \zeta > 0)$. נקבע $u(\zeta, t)$ להציג תזוזת האלמנט. אז, אם $u_1, u_2, \dots, u_k$ מציגות דרגות חופש של האלמנט:

$$(2.10) \quad u(\zeta, t) = \sum_1^k \phi_i(\zeta) \cdot u_i(t)$$

איפה ש- $\phi_i(\zeta)$ היא פונקציות צורה. אנרגיה פוטנציאלית של האלמנט מחושבת ע"י הנוסחה 1.1 לתזוזות והיא מהצורה:

$$(2.11) \quad V = \frac{1}{2} \cdot u^T \cdot k \cdot u$$

כאשר $u = [u_1, u_2, \dots, u_k]^T$ ו- k היא מטריצת קשיחות מקומית או מטריצת קשיחות של האלמנט.

אנרגיה קינטית של אלמנט מחושבת בעזרת נוסחה 1.1 והיא:

$$(2.12) \quad T = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{du}{dt}\right)^T \cdot m \cdot \frac{du}{dt}$$

כאשר m היא מטריצת מסות מקומית או מטריצת מסות של האלמנט. מספר כללי של דרגות חופש באלמנט סופי הוא n ששווה למס' האלמנטים כפול מספר דרגות חופש לאלמנט פחות מספר תנאי גבול גיאומטריים.

נגדיר וקטור תזוזות גלובלי $U = [U_1, U_2, \dots, U_n]^T$ כאשר $U_1, U_2, \dots, U_n$ מציג תזוזות מודל לא ספציפיות. אנרגיה פוטנציאלית כללית של מערכת כולה היא:

$$(2.13) \quad V = \frac{1}{2} \cdot (U)^T \cdot K \cdot U$$

כאשר K היא מטריצת קשיחות גלובלית, המתקבלת ע"י הרכבה מתאימה של מטריצות קשיחות לוקליות.

אנרגיה קינטית של המערכת כולה היא:

$$(2.14) \quad T = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{dU}{dt} \right)^T \cdot M \cdot \frac{dU}{dt}$$

כאשר M היא מטריצת מסות גלובלית, המתקבלת ע"י הרכבה מתאימה של מטר-יצות מסות לוקליות.

המשוואה הדיפרנציאלית של התנהגות המערכת היא:

$$(2.15) \quad M \cdot \frac{d^2 U}{dt^2} + K \cdot U = 0$$

קירוב אלמנטים סופיים לתדירויות טבעיות וצורות מודים מתקבל בעזרת שיטת שורשים ריבועיים.

לכן, תדירויות טבעיות הן שורשים ריבועיים של ערכים עצמיים (λ) של $M^{-1}K$, וצורות מודים מפותחות מוקטורים עצמיים שלהם.

$$(2.16) \quad \lambda = M^{-1} \cdot K$$

ותדירות טבעית היא:

$$(2.17) \quad \omega = \sqrt{\lambda}$$

תנודות מאולצות:

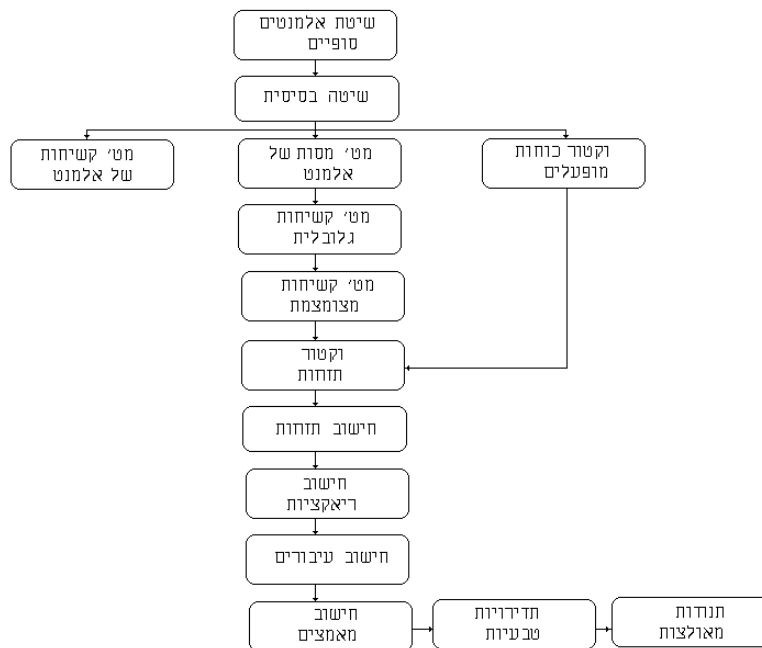
אם $F(x, t)$ הוא כוח חיצוני המופעל על מערכת, אז עבודה וירטואלית הנעשית ע"י כוח חיצוני עקב שינויים בתזוזות גלובליות היא:

$$(2.18) \quad \begin{aligned} \delta W &= \int_0^a F(x, t) \cdot \delta u(x) dx \\ \delta W &= \sum_{i=1}^n f_i(t) \cdot \delta U_i \end{aligned}$$

בעזרת משוואות לגרנז' ניתן לכתוב את המשוואות הדיפרנציאליות המקורבות בצורה:

$$(2.19) \quad M \cdot \frac{d^2 U}{dt^2} + K \cdot U = F$$

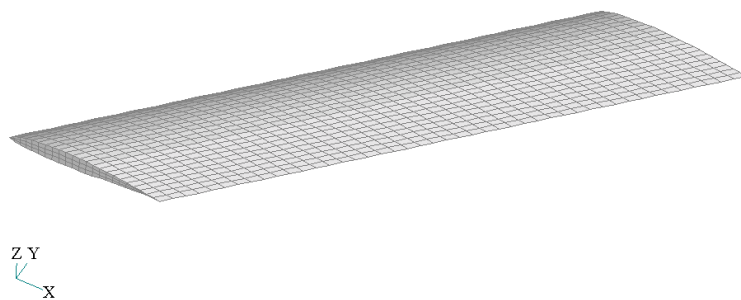
תרשים זרימה של שיטת אלמנטים סופיים:



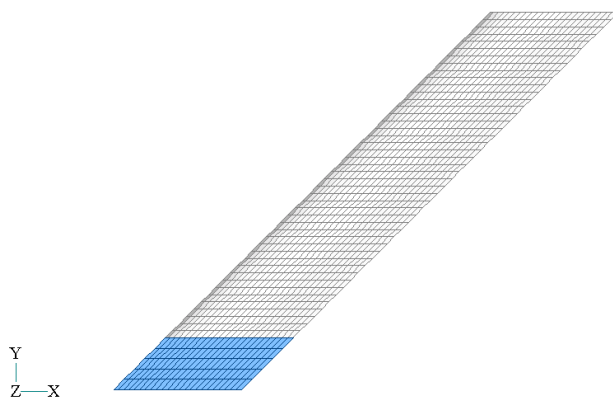
כדי לבדוק התנהגות כנף המטוס (עשויה אלומיניום מלא) בתנאי טיסה נערכה אנליזת מבנה הכנף בעזרת שיטת אלמנטים סופיים. בתור כלי חישוב השתמשנו בתוכנה Nastran.

על מנת שתוכנה תוכל לחשב מאמצים ותאזוזות יש לחלק את הגוף המקורי למספר סופי של אלמנטים קטנים (כ- 5000 צמתים). גיאומטרית הכנף המחולקת לאל-

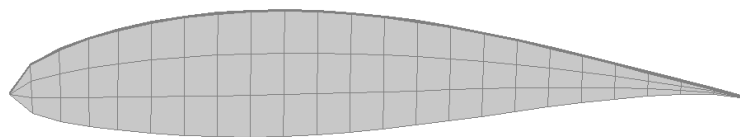
מנטים סופיים מתוארת באיור הבא:



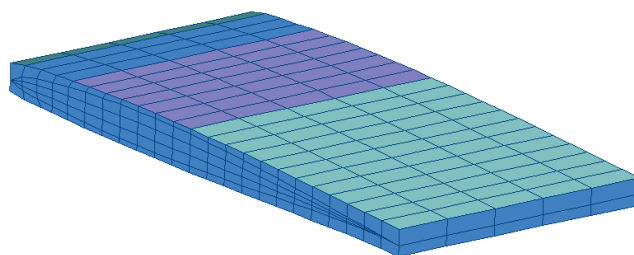
מבט על:



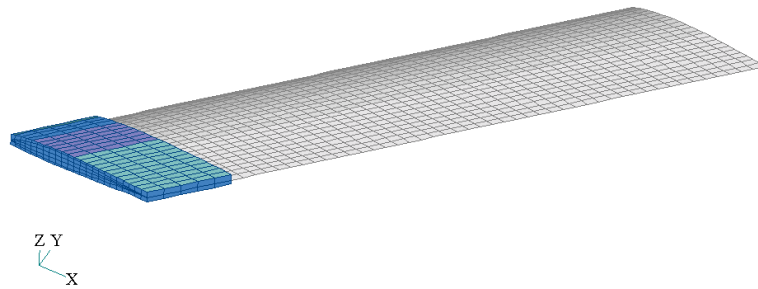
וממבט צד:



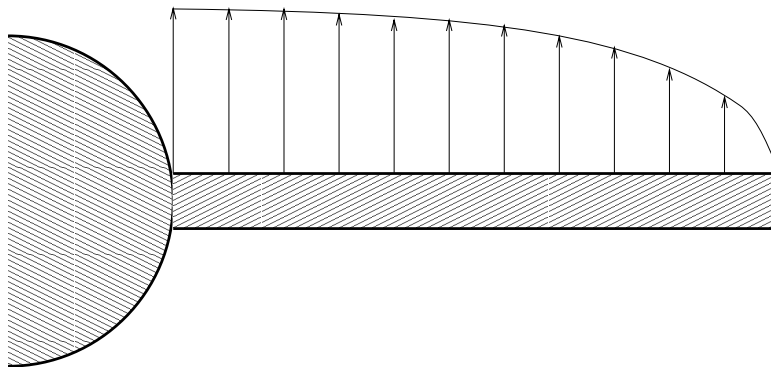
על מנת לחבר את הכנף למערכת קיפול לכנף הוסף מתאם:

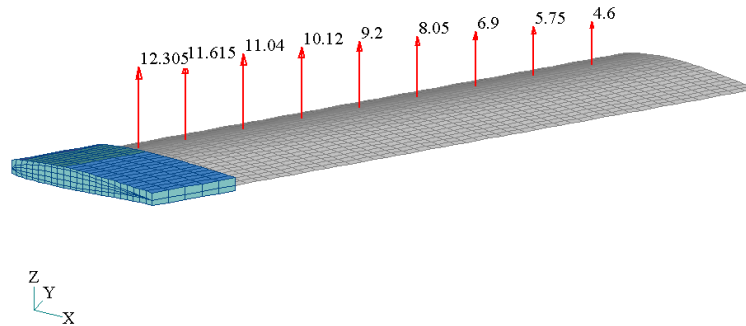


באיור הבא מתוארת כנף ביחד עם מתאם:



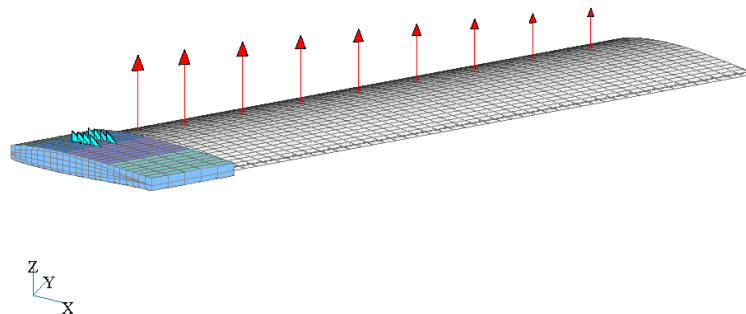
מודל הכנף הועמס בכח המדמה את כוחות העילוי ואינרציה שיפעלו על המזל"ט. כוח עילוי על הכנף נתון ע"י 75 ק"ג (מסת הגוף, מחולקת ל-2 כנפיים, ובתנאי $3g$), המחולק ב-9 כוחות דיסקרטיים המופעלים ברבע מיתר הכנף שמדמים את פילוג העילוי האמיתי לאורך מוטת הכנף:





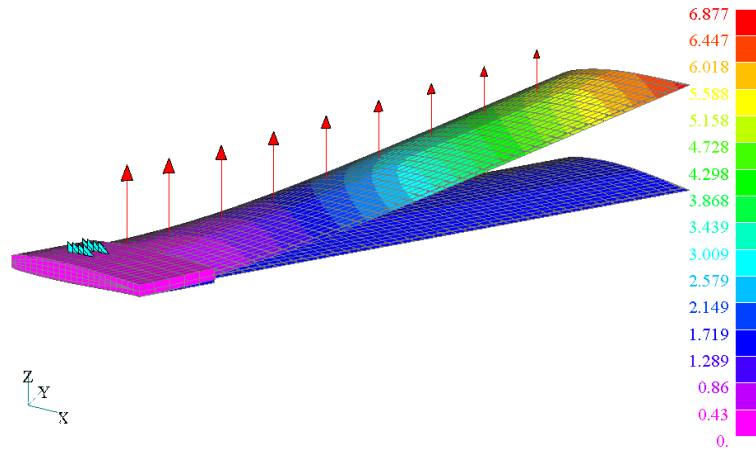
פילוג הכוחות הדיסקרטיים מחושב בהסתמך על "Theory of wing sections" של I.H.Abbott.

תנאי גבול מציגים חיבור ציר של מנגנון פתיחת הכנפיים. במקום של ציר הוגדר ריתום בכמה נקודות על שפה עליונה ותחתונה, וזה נותן קירוב מספק לתנאי שפה של הכנף הנתון:

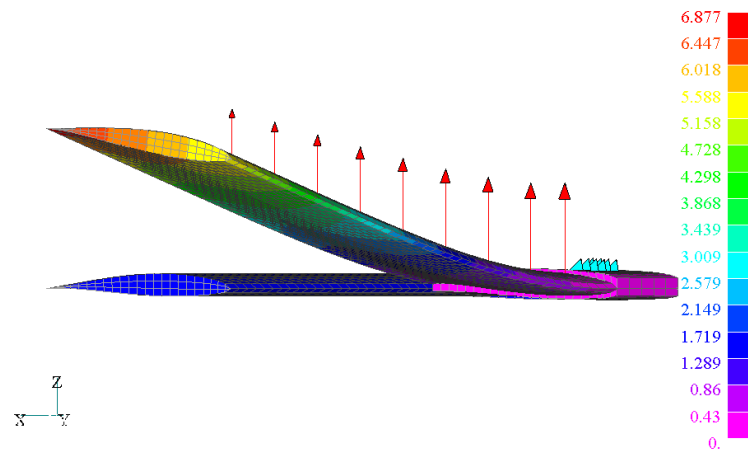


2.2.2 ניתוח תוצאות של האנליזה

בהמשך מוצגות התוצאות המתקבלות אחרי הרצת התוכנית. באיורים הבאים מוצגת צורת השקיעה של הכנף:



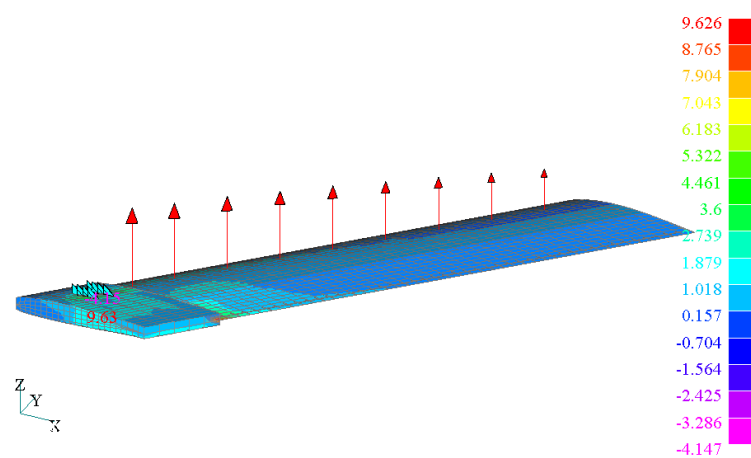
$units - [mm]$



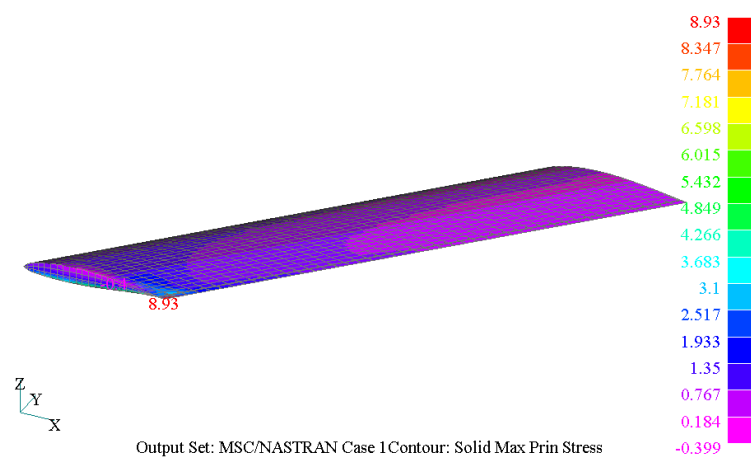
$units - [mm]$

שקיעה מרבית היא $6.9mm$.

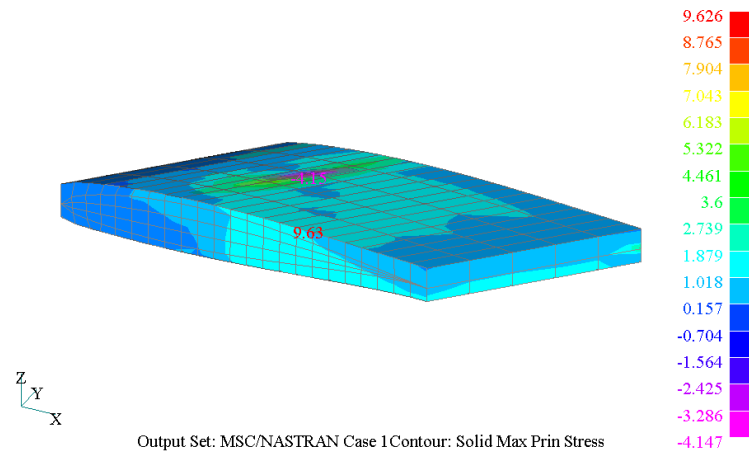
האיורים הבאים מציגים מאמצים ראשיים מרביים המתפתחים בכנף:



$$units - \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$$



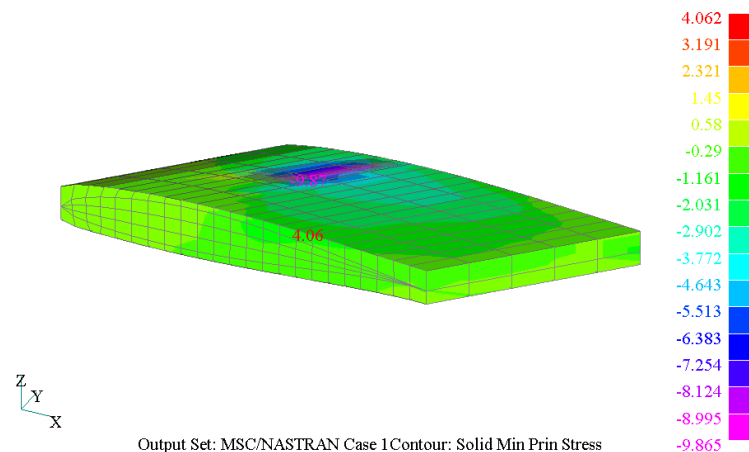
$$units - \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$$



$$units - \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$$

רואים כי המאמצים המרביים המתפתחים במקום של חיבור הציר, על שפה תחתונה ועליונה. כמו כן, על שפה תחתונה זה מאמצי מתיחה, כאשר על שפה תחתונה מאמצי לחיצה. המאמץ בגודל של $8.93 \frac{Kg}{mm^2}$ בקצה הכנף כנראה נובע מאופיו המתמטי של הפתרון.

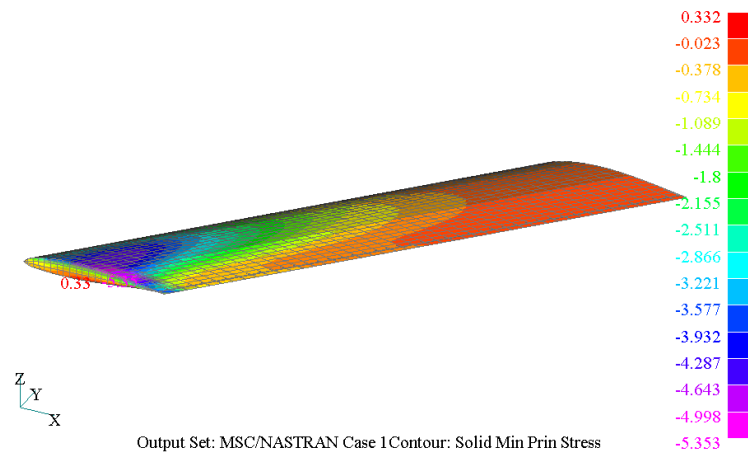
האיורים הבאים מציגים מאמצים ראשיים מזעריים המתפתחים בכנף:



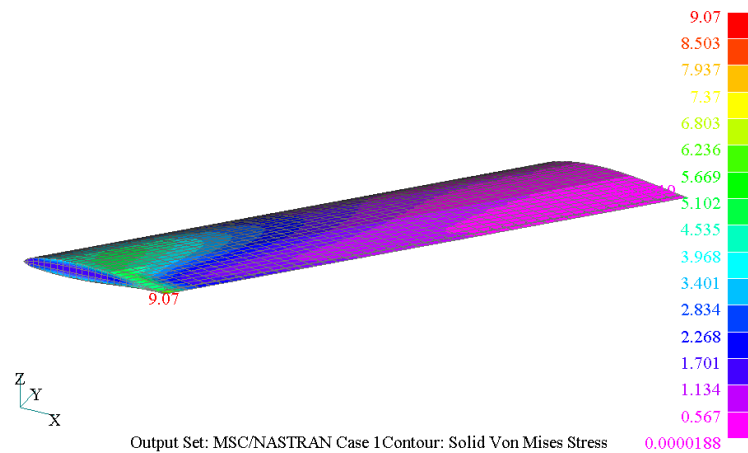
$$units - \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$$

רואים את המאמצים המרביים במקום של תפיסת הכנף.

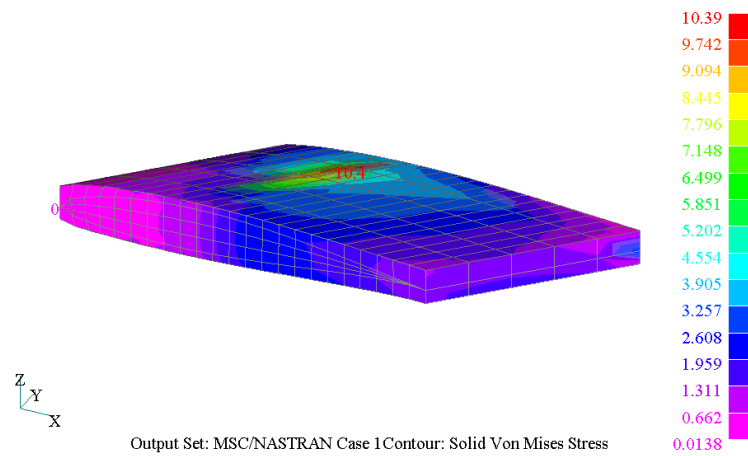
בשני האזורים הבאים מוצגים מאמצי וון מיסס המחושבים בכנף.



$$units - \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$$



$$units - \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$$



$$units - \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$$

גם כן המאמצים המרביים מתפתחים באזור של ציר.

חשוב לציין שבשום מקום של הכנף לא התקבל מאמץ העולה על מאמץ כניעה של סגסוגת אלומיניום מסדרת 0001 (ה"חלשה" ביותר) שהוא $25 \left[\frac{Kg}{mm^2} \right]$ ואפילו מתקבל מקדם בטחון בגודל 2.5.

פרק 3

צורת חיבור הכנפיים

מטרת פרק זה להדגים את אופן חיבור הכנפיים אל גוף המזל"ט. תיאור זה בא עדי-
ין ללא התייחסות למאמצים ספציפיים שפועלים על ציר/צירים הנמצאים בתוך גוף
המזל"ט. חישובים אלא יפורטו בחלק נפרד ויתחשבו באופי התימונים שנדרשים
מהמזל"ט כפי שהוגדרו במפרט הטכני.
נבחרו שתי אפשרויות לחיבור הכנף לגוף.

3.1 חיבור חד-צירי

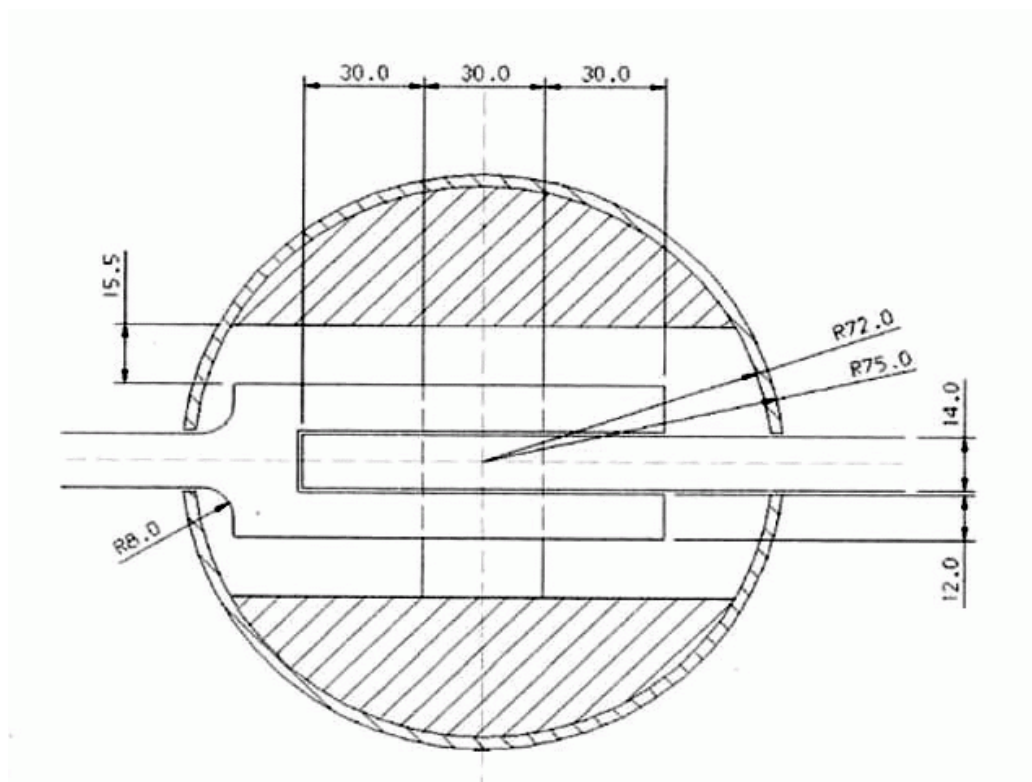
אופציה ראשונה (ראה תרשים מס' 1) מתארת חיבור של כנפיים באמצעות שני
צירים. כל כנף מחוברת לציר בעזרת לג. קוטר חיצוני של כל לג כזה שווה לקוטר
של ציר. בתרשים זה קוטר של כל ציר שווה 20 מ"מ. מחישובי עומסים עולה
שמידות אלה הן מספיקות כדי שלא יהיה לנו חשש מכשלון הצירים בגלל גזירה
או מעיכה.

3.2 חיבור דו-צירי

אופציה שנייה (ראה תרשים מס' 2) כוללת חיבור של שתי הכנפיים בציר אחד
בלבד עליו נופלים כל העומסים. ברור שבמקרה כזה הציר צריך להיות עבה
יותר. לפי חישובי עומסים נובע שקוטרו של הציר צריך להיות בין 35 – 30 מ"מ.

3.3 יתרונות וחסרונות של שיטות חיבור הכנפיים

יש לנו יתרונות וחסרונות בבחירת אחת משתי האפשרויות



איור 3.1: חיבור חד-צירי

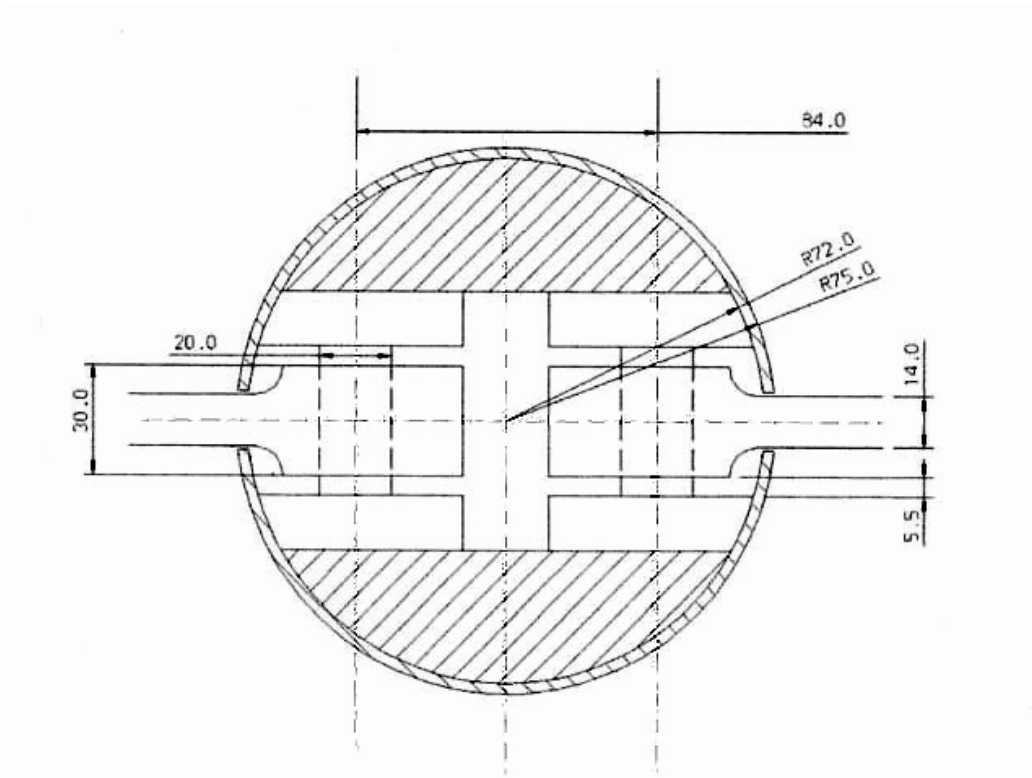
1. חיבור באמצעות שני צירים:
יתרונות של אפשרות זאת

(א) מאמצים המתפתחים לאורך הכנף יתחלקו חצי-חצי על שני הצירים.

(ב) שתי הכנפיים הן דומות (סימטריות).

חסרון: נצטרך לבזבז יותר חומר ליצור של כנפיים.

2. חיבור באמצעות ציר אחד: יתרון של חיבור דו-צירי: חסכון בחומר, נפח הנתפס ע"י המנגנון והקטנת המשקל. חסרון: סיבוכיות היצור עולה - מכיוון שכנף אחת נכנסת אל תוך השניה אין יותר סימטריה בין שתי הכנפיים.



איור 3.2: חיבור דו-צירי

3.4 מסקנה

לאור השיקולים הנ"ל הגענו למסקנה ששחיבור דו-צירי הוא טוב יותר במקרה שלנו לכן נבחר בו כצורת חיהור הכנפיים.

3.5 תאור של אופן חיבור הכנף

לפנינו היו שתי אופציות אפשריות לצורת פתיחת הכנף:

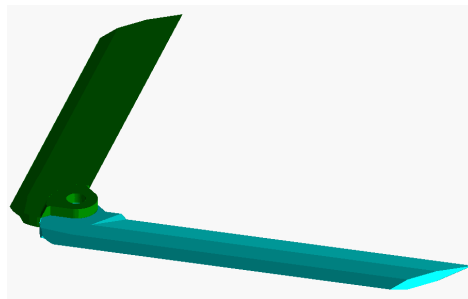
1. כנף המחוברת עם ציר אחת

2. כנף המחוברת עם שני צירים

בשתי האופציות האלו הכנפיים נפתחים בתוך גוף המזל"ט החוצה לאומת האופציה הנוספת אשר בה הכנפיים במצב סגור היו צמודות על הגוף ותהליך הפתיחה התבצע על ידי פתיחת הכנפיים מלמטה למעלה. אופציה זו נפסלה בשלבים הראשונים של התיכון כי הינה קשה מאוד לביצוע גם מבחינת תכן מכני וגם מבחינת ייצור שוטף. הסיבה הנוספת שבגללה נפסלה אופציה זו היא - חשש כי צורת חיבור זו לא תחזיק מעמד תחת המאמצים המתפתחים בנקודת חיבור כנף על גוף המזל"ט. להלן השוואה בין שתי האופציות הנותרות (חיבור חד-צירי וחיבור דו-צירי)

3.5.1 השוואה בין שתי אופציות של חיבור הכנף

בשני התרשימים הבאים ניתן לראות את אופן חיבור הכנף עבור שתי האופציות (כנפיים סגורות ופתוחות). הת התאור ניתן לראות בתרשימים 4-1.

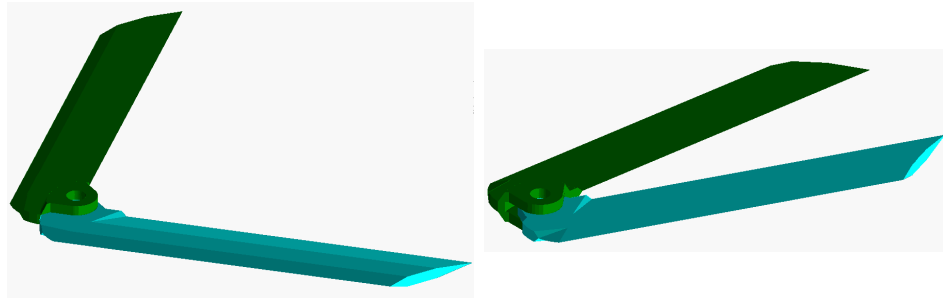


איור 3.4: חיבור חד-צירי, הכנפיים פתוחות



איור 3.3: חיבור חד-צירי, הכנפיים סגורות

המטרה העיקרית של ניתוח והשוואה בין שתי האופציות הללו הייתה לקבוע האם הן עומדות בשתי הדרישות הבאות:



איור 3.5: חיבור דו-צירי, הכנפיים סגורות

איור 3.6: חיבור דו-צירי, הכנפיים פתוחות

1. עמידות באילוף של סגירת הכנפיים עד למרחק של 375 מ"מ בין שתי הנקודות הרחוקות.

2. קלות תכן וייצור

אחרי ניתוח מעמיק נקבע כי שתי האופציות עומדות בדרישה הראשונה. ניתוח של נוסף הראה כי אופציה של חיבור כנפיים הדו-צירי עדיף על חיבור חד-צירי ממספר סיבות:

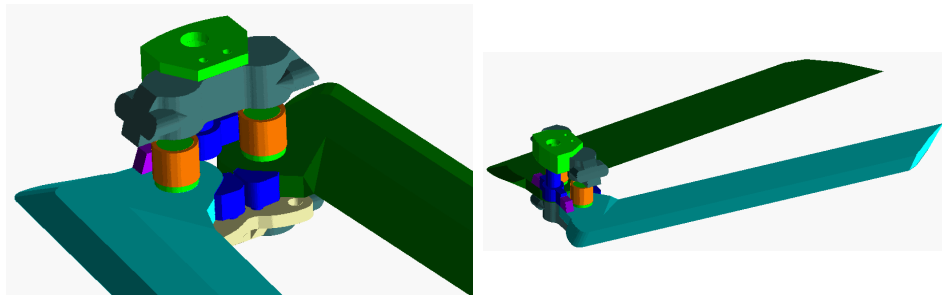
1. ייצור ותכן כנף שניה עבור חיבור חד-צירי, כנף מזלג, הם קשים לביצוע
2. ריבוי פינות בכנף שניה עבור חיבור חד-צירי, כנף מזלג, יכול להביא לריכוז מאמצים בפינות הללו ועל ידי כך להביא לכשל הכנף
3. חיבור חד-צירי דורש הכנסת ציר חיבור בקוטר גדול יותר מאשר עבור אופציה הדו-צירית ולפי כך ישנו צורך בקדח יותר גדול בנקודת העברת הציר בתוך הכנפיים. דבר זה יכול להביא להחלשות הכנפיים ומאידך להביא לכשל שתי הכנפיים תחת העומסים המתפתחים תוך כדי הטיסה
4. תוך כדי תכן ראשוני של מנגנון נעילת הכנפיים במצב תרום שיגור הוכח כי ישנו קושי בתכן של מנגנון זה עבור תצורה בעלת ציר בודד עקב מקום מוגבל שנותר למנגנון הנעילה.

3.5.2 סיכום

מתוך השיקולים ניתן החלטנו כי צורת החיבור העדיפה עלינו היא צורת חיבור בעלת שני צירי חיבור.

3.6 תאור מפורט של חיבור הדו-צירי

את תאור המפורט של אופן חיבור הכנפיים בעזרת שני צירים ניתן לראות בתרשימים 8 – 5



איור 3.7: חיבור דו-צירי, הכנפיים סגורות

איור 3.8: חיבור דו-צירי, הכנפיים סגורות

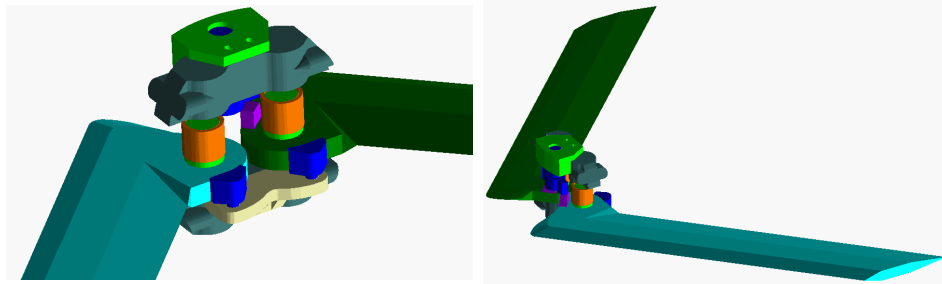
3.6.1 חישוב עומסי חיבור הכנף - חיבור דו-צירי

לצורך ניתוח התנהגות החיבור היה צורך בחישוב מקורב של עומסים המתפתחים בשורש הכנף, בנקודת חיבורה לציר. דבר זה נעשה עם התחשבות במספר הנחות:

1. כנף המשוכה אחורה דומתה לכנף רגילה בעלת מיתר ממוצע של 100 מ"מ ואורך של 546.24 מ"מ מנקודת חיבור

2. לצורך החישובים נעשתה הדמיית כנף לקורה מלבנית פשוטה

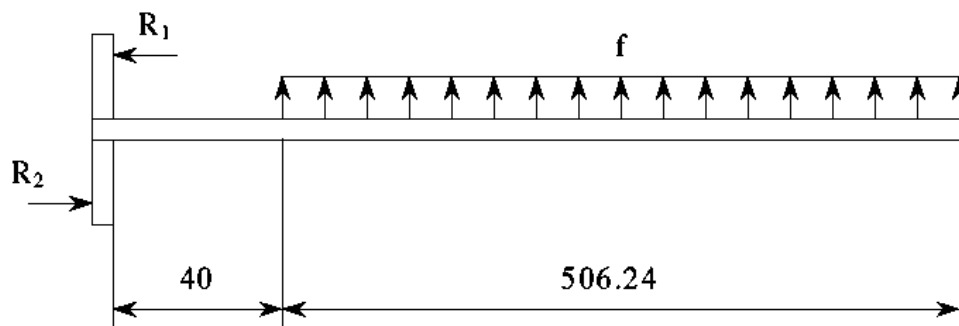
3. ציר סיבוב שעליו הכנף מתחברת הינו באורך של 76 מ"מ והכנף יושבת במרכז הציר כך שמכל צד של הכנף אורך הציר הינו 30 מ"מ (תזכורת עובי הכנף הינו בערך 16 מ"מ)



איור 3.9: חיבור דו-צירי, הכנפיים פתוחות
איור 3.10: חיבור דו-צירי, הכנפיים פתוחות

4. שתי כוחות הריאקציה הם כוחות מפולגים אחיד ופועלים החל מ - 5 מ"מ מהכנף עד לקצה הציר.

תאור סכמטי של הכנף ניתן לראות בתרשים הבא:



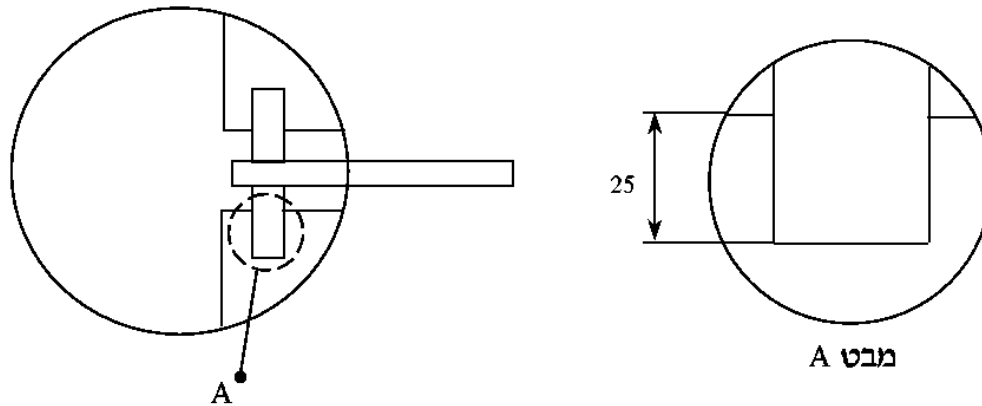
הנחות טכניות:

1. כל המיסבים הם מיסבי החלקה

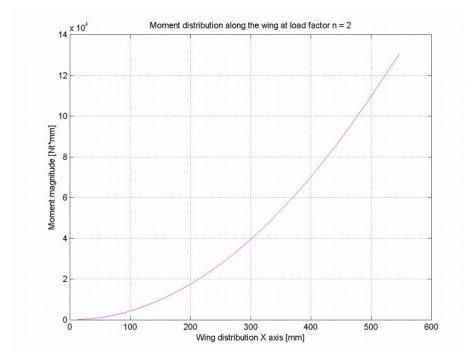
2. ציר הכנף עשוי חומר PH15 – 5: מעמץ כניעה של $100 \cdot 10^6 [Nt/m^2]$

3. תושבת הציר עשויה מחומר SAE4340: מאמץ כניעה של $855 \cdot 10^6 [Nt/m^2]$

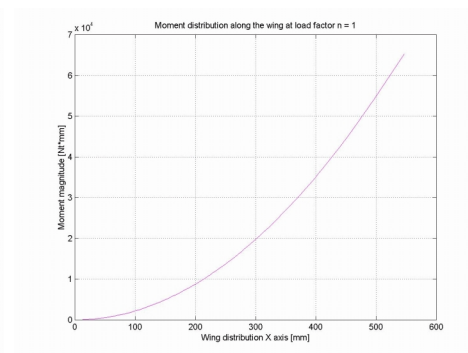
4. ציר חיבור והכנף מהווים גוף אינטגרלי לחלוטין (הנחה לצורך החישובים)
את אופן חיבור הציר לתושבת הציר ניתן לראות בתרשימים הבאים:



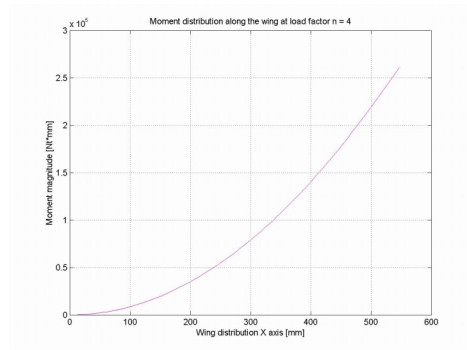
לצורך מציאת העומסים בשורש הכנף נצטרכנו למצוא את המומנט הפועל על הכנף בעקבות הפעלת עליה כוח מפולג של $50lb_f$.
בחישוב זה נעשה והתקבל כי המומנט המקסימלי הפועל בשורש הכנף הוא $M = 391.16 [Nt\ m]$, כאשר ספרת העומס היא $n = 6$. את התוצאות המתקבלות ניתן לראות גם בצורה גרפית בנספחים (תרשימים 11 עד 16)



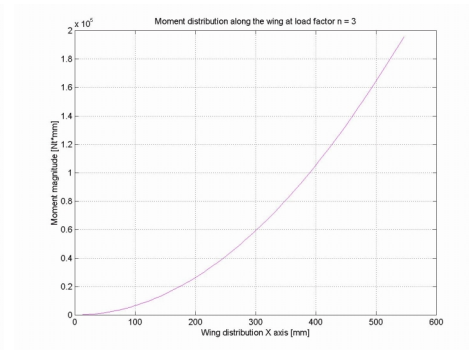
איור 3.12: moments



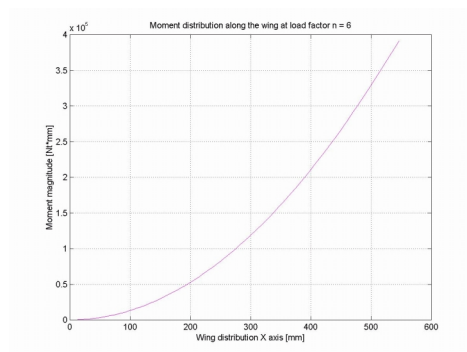
איור 3.11: moments



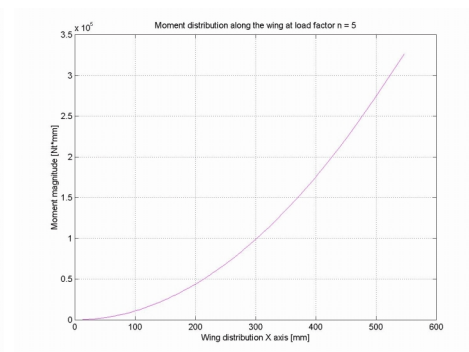
איור 3.14: moments



איור 3.13: moments



איור 3.16: moments



איור 3.15: moments

כעת כאשר מצאנו את המומנט המקסימלי המתפתח בשורש הכנף ניתן לעשות השוואת מומנטים סביב נקודה O (שורש הכנף) בכדי למצוא את שתי כוחות הריאקציה R_1 ו- R_2 לפי:

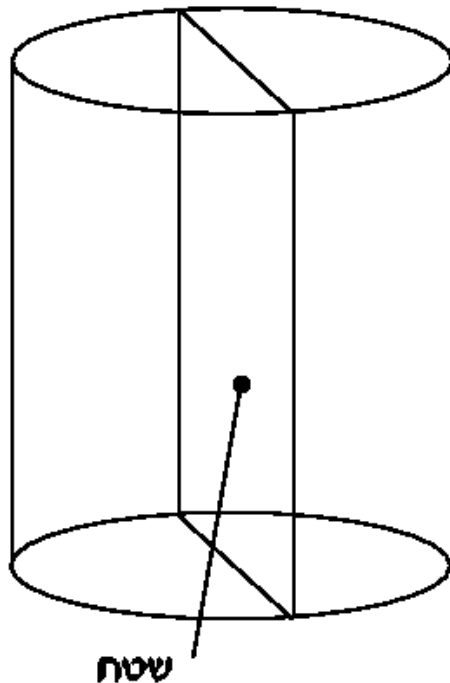
$$\begin{aligned}
 \sum M_0 &= 0 \\
 M_1 - (R_1 + R_2) \cot 17.5 \cdot 10^{-3} &= 0 \\
 R_1 = R_2 = [M_1 = 391.6 \text{ NT } m] &= \frac{M_1}{2 \cdot 17.5 \cdot 10^{-3}}
 \end{aligned}
 \tag{3.1}$$

כאשר הערך 17.5 מ"מ הינו מרחק מנקודה O עד לנקודת ריכוז כוח הריאקציה R_1 או R_2 . אחרי שמציבים את ערך המומנט המקסימלי מקבלים כי:

$$(3.2) \quad R_1 = R_2 = 11.176 \text{ KNt m}$$

מכיוון ויש לנו מומנט המתפתח בשורש הכנף ומכאן גם כוח ריאקציה צריך לבדוק האם יש מעיכה על ציר החיבור של הכנף בחלק היושב בתוך תושבת הציר.

$$(3.3) \quad P = \frac{F}{A} = \frac{R_1}{0.25 \cdot 0.25} = 17.882 \text{ MPa} < 110 \text{ MPa}$$



כאשר:

A - שטח מעיכה שהוא מכפלה בין אורך חלק הציר לבין קוטר הציר
לפי חישוב זה ניתן לראות כי לא מתפתחת מעיכה בחלק ציר זה עקב המומנט הפועל בשורש הכנף (כוח ריאקציה). בנוסף לכך ניתן להגיד כי מכיוון וחומר תושבת הציר הוא יותר חזק מאשר חומר ציר עצמו, לא תתפתח מעיכה של התושבת עקב פעולת המומנט בשורש הכנף (כוח ריאקציה).

מכיוון וקיים כוח גרר צורה המתפתח על הכנף תוך כדי פתיחתה, אחד מרכיביו הוא כוח אקסיאלי לאורך הכנף. כוח יכול לגרום לגזירת ציר החיבור של הכנף. לכן כדי לוודאות כי דבר זה לא קורה נעשה חישוב של מאמץ הגזירה המתפתח עבור זוויות התקפה שונות. הערה: כוח הגרר המתפתח על הכנף חושב על ידי תוכנת *Matlab*. תוצאות של חישוב הם:

זווית פתיחה [deg]	0	2	4	6
P - Axial [Nt]	1487.6	1485.8	2135.2	3112.6

בהסתמך לתוצאות אלו נעשה חישוב מאמץ גזירה לפי:

$$(3.4) \quad P = \frac{P_{axial}}{A} = \frac{P_{axial}}{\pi r^2} = \frac{P_{axial}}{4.9087 \cdot 10^4}$$

אחרי הצבת כל אחד מהכוחות עבור זוויות שונות מקבלים תוצאות הבאות:

זווית פתיחה [deg]	0	2	4	6
מאמץ גזירה [Mpa]	3.031	3.027	4.35	6.341

כמו שניתן לראות התוצאות חישוביות כל מאמצי הגזירה המתפתחים בזוויות התקפה שונות הם קטנים בהרבה מאשר 110 Mpa , שהוא מאמץ הכניעה של החומר ממנו עשוי הציר. מסקנה: אין חשש לגזירה או למעיכה בציר.

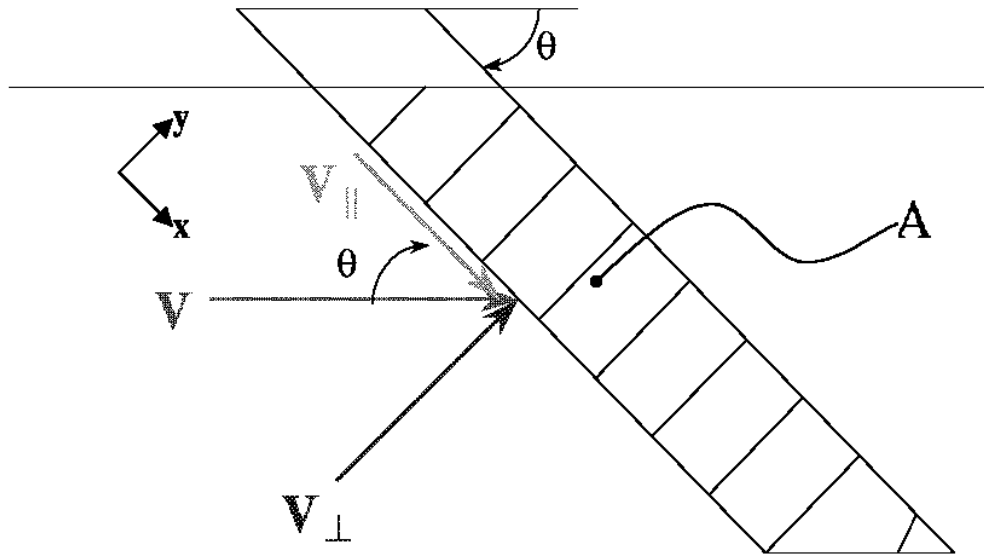
3.6.2 חישוב כוח הגרר המתפלג על הכנף

כמו שראינו בסעיף הקודם חישוב זה היה נחוץ בחלקו לצורך חישוב מאמץ הגזירה על ציר סיבוב הכנף. גרר זה הוא גרר שפועל לאורך ציר x של הכנף (ראה תרשים). בנוסף לזה צריך לדעת גם מהו ערך הגרר הפועל בניצב לכנף (ציר y). רכיב זה של כוח הגרר נחוץ לשם מציאת כוח אשר נצטרך להפעיל על מנת לפתוח את הכנפיים ממצב טרום שיגור (הכנפיים סגורות) (עד לפתיחה מלאה) 45 מעלות מגוף המזל"ט). בסעיף זה נלקחו בחשבון רק שני רכיבי גרר והם:

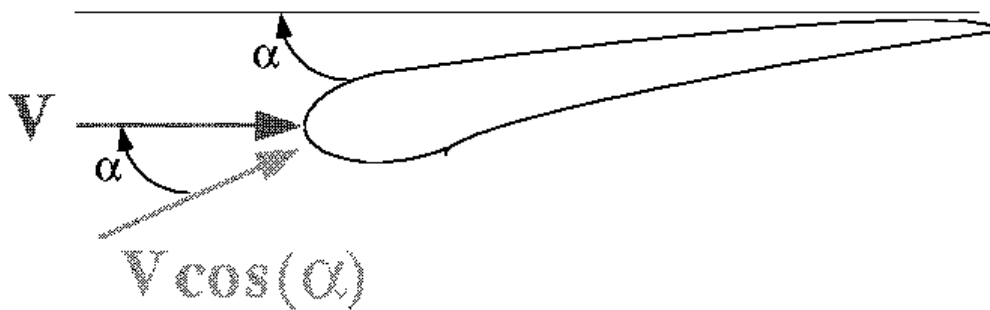
1. גרר צורה טהור

2. גרר המתקבל עקב כוח עילוי באווית התקפה

לצורך חישוב הנ"ל צריך להבין קודם כל איך הכנף רואה את הזרימה. הסבר לכך ניתן לראות במספר תרשימים הבאים:



בתרשים זה ניתן לראות את פילוג מהירות הזרימה למהירות הנצבת ומקבילה לכנף. כאשר דרך רכיב הנצב יחושב גרר צורה ודרך רכיב המקביל יחושב כוח הצירי שפועל על ציר החיבור. אבל צריך להתחשב גם באווית התקפה ורכיב הגרר הנובע ממנה ולכן:



מכאן ניתן לראות כי הביטוי הסופי עבור המהירות אשר הכנף "רואה" היא:

$$(3.5) \quad V = V \sin \theta \cos \alpha$$

כאן צריך לציין כי לעומת זווית התקפה (זווית פתיחת הכנף) משתנה כל הזמן עד אשר הכנף נפתחת עד הסוף, 45 מעלות מגוף המזל"ט. לצורך חישובי גרר אלו היה צורך לדעת מהי תאוצה זוויתית שבה נפתח הכנף. לצורך מציאת תאוצה זו הופעלו מספר הנחות ייסוד:

1. במצב התחלתי הכנף נמצא באפס תזוזה, ז"א אין מהירות זוויתית וזווית התחלתית הינה 5 מעלות

2. תאוצה זוויתית הינה קבועה עם הזמן

נעשתה הנחה התחלתית של תאוצה זוויתית בערך של $0.1 \frac{rad}{s^2}$. מתוך הנחה זו נעשה פיטוש פשוט של משוואה דיפרנציאלית בצורה הבאה:

$$\begin{aligned}\ddot{\theta} &= 0.1 \\ \dot{\theta} &= 0.1t + A \\ \theta &= 0.1t^2 + At + B\end{aligned}\quad (3.6)$$

אחרי הצבת כל תנאי ההתחלה, זווית התחלתית 5 מעלות ומהירות זוויתית בהתחלה השווה לאפס, התקבלה משוואה הבאה:

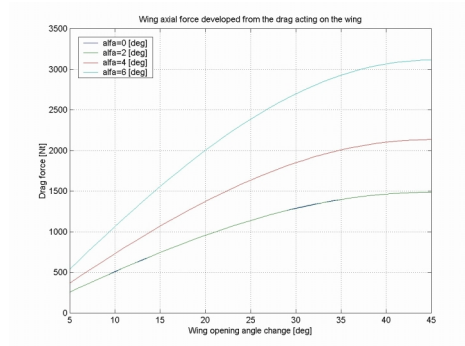
$$\theta = 0.1t^2 + \theta_0 = 0.1t^2 + \frac{5\pi}{180} = \frac{45\pi}{180} \quad (3.7)$$

מתוך משוואה זו ניתן כעת למצוא מהו זמן שלוקח לכנפיים להיפתח ולפיו לקבוע האם התאוצה שהנחנו בהתחלה מתאימה לדרישות שלנו או שלא. רישום סופי של המשוואה הנ"ל נותן:

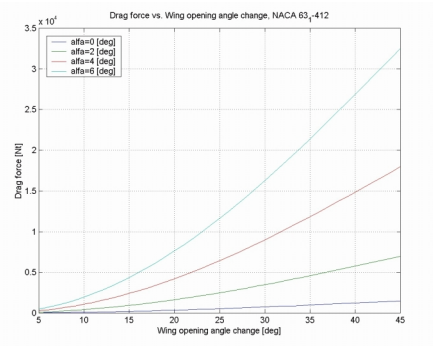
$$t = \sqrt{\frac{\theta - \theta_0}{0.1}} = 2.64s \quad (3.8)$$

רואים כי הזמן המתקבל עבור תאוצה הזוויתית אשר הנחנו הוא גדול מדי ולכן צריך להגדיל את התאוצה עוד יותר עד שהזמן המתקבל יעמוד בדרישות. אחרי ביצוע מספר איטרציות נמצא כי התאוצה התואמת את הדרישות שלנו היא $3 \frac{rad}{s^2}$, כאשר תאוצה זו נותנת זמן של 0.484 שניה לפתיחת הכנפיים ממצב טרום שיגור למצב פתוח מלא. את התוצאות של שני רכיבי כוח הגרר לראות בתרשימים מס' 17, 18.

זווית התקפה [deg] α	כוח הגרר הניצב לכנף [kNt]	כוח הגרר המקביל לכנף [kNt]
0	1.488	1.488
2	6.94	1.486
4	18.023	2.135
6	32.69	3.112



איור 3.18: כח הגרר



איור 3.17: כח הגרר

3.7 מנגנון פתיחת כנפיים

אחרי שנעשה חישוב של כוח הגרר והתאוצה הזוויתית צריך לבחור איזו מערכת תהיה אחראית על פתיחת הכנפיים, כאשר הדרישות מהמערכת היו:

1. פתיחת הכנפיים תוך זמן קצר

2. מנגנון פתיחה פשוט וזול לייצור המוני

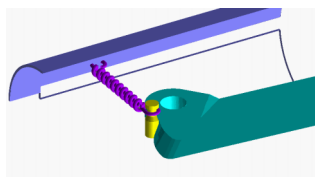
3. כל חלקי המנגנון הם חלקים Off the Shelf

בתור מערכת זו בחרנו מערכת מכנית הפשוטה ביותר - קפיץ. בשלושת התרשימים הבאים (21 – 19) מתוארות שלושה מערכות מסוג זה כאשר: במערכת A שני הכנפיים מחוברים ביניהם בקפיץ במערכות B ו-C הכנפיים מחוברים עם קפיץ לדופן המנוגדת לכנף, כאשר השוני ביניהן היה אך ורק בזווית ציר אורך של הקפיץ לבין ציר האורך של המזל"ט.

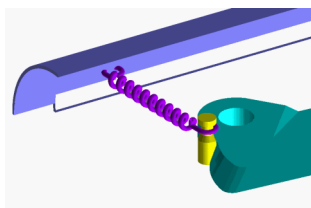
3.7.1 חישוב כוח הקפיץ לפתיחת הכנף ממצב סגור למצב פתוח

חישוב זה נעשה בעזרת משוואה המתארת סיבוב של קורה סביב נקודה מסוימת כאשר יש לה תאוצה זוויתית מסוימת וישנם כוחות הפועלים עליה.

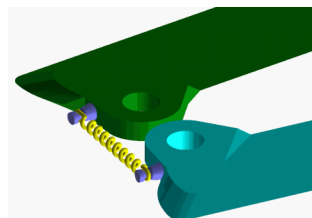
$$(3.9) \quad I\ddot{\theta} = \sum M_0$$



איור 3.21: קיפול
כנפיים: מערכת C



איור 3.20: קיפול
כנפיים: מערכת B

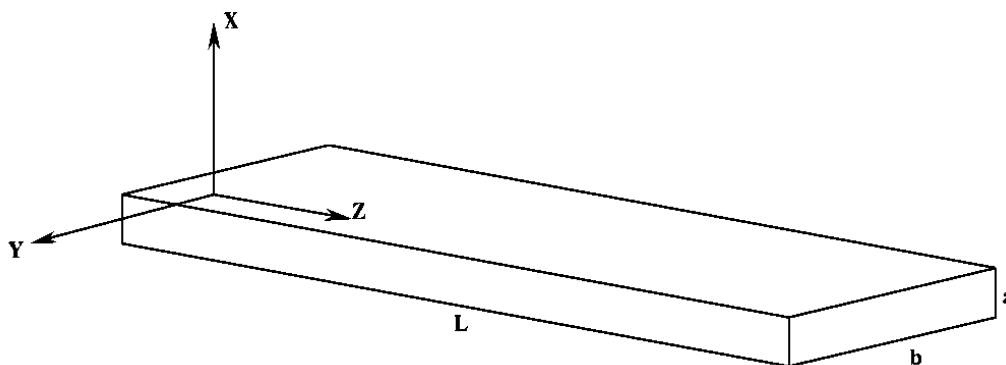


איור 3.19: קיפול
כנפיים: מערכת A

כאשר:

- I - מומנט אינרציה של הקורה (במקרה שלנו כנף)
- $\ddot{\theta}$ - תאוצה זוויתית של הקורה (במקרה שלנו כנף)
- $\sum M_0$ - סכימה של מומנטים סביב נקודת סיבוב

כדי לחשב את מומנט האינרציה של הכנף נעשתה הדמייה של הכנף לקורה מלבנית פשוטה במימדים הדומים לה.



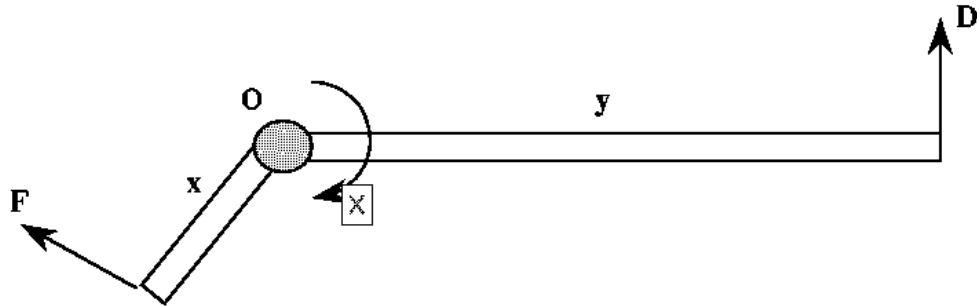
כאשר המימדים של הקורה:

- a - 16.97 מ"מ
- b - 4100 מ"מ
- L - 462.9 מ"מ

נוסחת החישוב של מומנט אינרציה זה היא:

$$(3.10) \quad I_{xx} = \frac{1}{12}m(a^2 + 4L^2)$$

מערכת אשר מדמה את הכנף שלנו בפועל נראית כ:



ופיתוח של משוואה לסיבוב הקורה סביב נקודה מסוימת יביא ל:

$$(3.11) \quad \begin{aligned} I\ddot{\theta} &= \sum M_0 \\ I\ddot{\theta} &= F \cdot x - D \cdot y \\ F &= \frac{I\ddot{\theta} + D \cdot y}{x} \end{aligned}$$

כאשר:

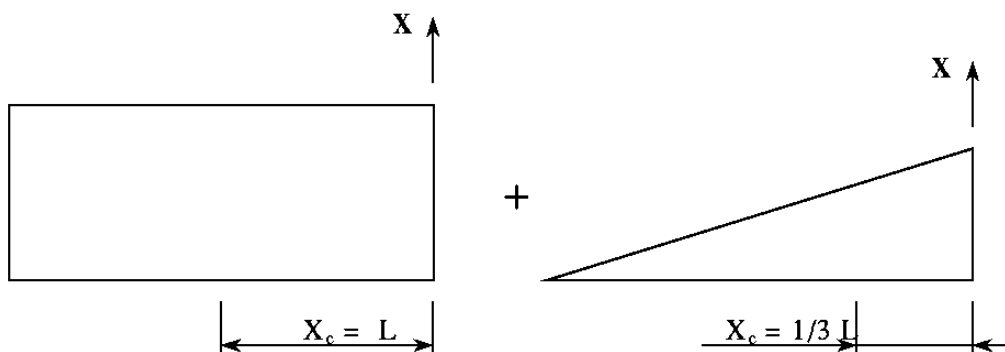
F - כוח הקפיץ

D - כוח הגרר המתקבל מחישובים הקודמים

x - מרחק עד להפעלת כוח הקפיץ (נתון גיאומטרי = 38.56 מ"מ)

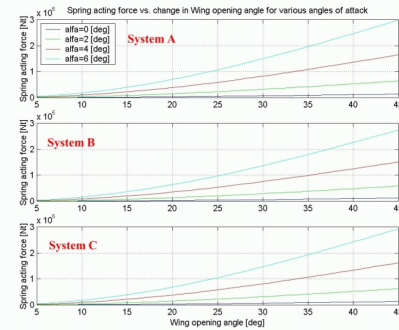
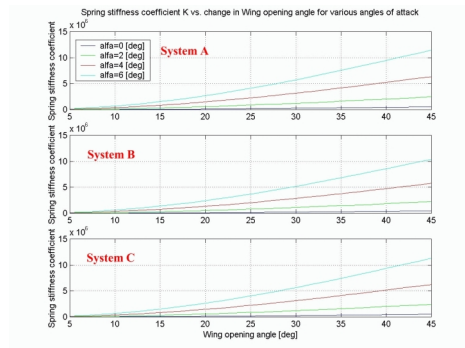
y - מרחק עד להפעלת כוח הגרר

ניתוח של כוח הגרר לאורך הכנף מראה כי כוח הגרר מתפלג בצורה טרפזית לאורך הכנף ולכן y יהיה מרכז הכובד של שני גופים גיאומטריים: מלבן + משולש. נקודה זו מחושבת לפי:



$$(3.12) \quad X = \frac{\sum \Delta A_i \cdot X_{c,i}}{\Delta A_i}$$

תוצאות החישוב של כוח הקפיץ וגם מקדם הקשיחות ניתן לראות בתרשימים 22 ו-23 כוח הקפיץ



איור 3.22: כוח הקפיץ

איור 3.23: מקדם הקשיחות

כוח הקפיץ

מערכת C [KNt]	מערכת B [KNt]	מערכת A [KNt]	זווית התקפה [deg] α
13.42	12.54	13.66	0
62.82	58.70	63.95	2
162.41	151.76	163.32	4
294.28	275.6	299.85	6

מקדם הקשיחות של הקפיץ

מערכת C [KNt/mm]	מערכת B [KNt/mm]	מערכת A [KNt/mm]	זווית התקפה [deg] α
517	475	525	0
2422	2224	2456	2
6262	5750	6350	4
11359	10430	11517	6

לכעורה ניתן לראות כי המערכת אשר בחרנו היא מערכת אשר לא תוכל לעמוד בעומסים המתפתחים. דבר זה ניתן לראות מכך שמקדמי קשיחות של הקפיצים בשלושת המערכות האלו הם גדולים מדי בשביל שקפיץ במימדים הדרושים לנו יוכל לעמוד בהם. מסקנה: ישנו צורך בניתוח ותכן מערכת חדשה אשר תעמוד בדרישות ובכוחות המתפתחים.

פרק 4

תכנון מערכת בקרת טיסה

4.1 רקע תאורטי

4.1.1 דינמיקה, משוואות תנועה של המזל"ט:

כוחות:

$$(4.1) \quad \begin{cases} \frac{dm}{dt}U + m(\dot{U} + QW - RV + g\sin\theta) = X + T_X \\ \frac{dm}{dt}V + m(\dot{V} - PW + RU - g\sin\phi\cos\theta) = Y \\ \frac{dm}{dt}W + m(\dot{W} + PV - QU - g\cos\phi\cos\theta) = Z \end{cases}$$

משוואות התנועה הן בצירי גוף של המזל"ט.

הנחות במהלך פיתוח המשוואות:

1. דחף עובר רק בציר $T_X : X_B$

2. בהמשך הפיתוח נניח כי מסה קבועה

הקשר בין כוחות אורודינמיים, אשר נתונים בצירי רוח, לבין כוחות אורודינמיים:

$$(4.2) \quad \begin{aligned} X &= -D \cos \beta \cos \alpha + L_y \sin \beta \cos \alpha + L \sin \alpha \\ Y &= -D \cos \beta - L_y \cos \beta \\ Z &= -D \cos \beta \sin \alpha + L_y \sin \beta \sin \alpha - L \cos \alpha \end{aligned}$$

כאשר:

U, V, W : אלו רכיבי מהירות בצירי גוף

P, Q, R : קצבים זוויתיים בצירי גוף

ϕ : זווית גלגול (יחסית לצירי הארץ NED)
 θ : זווית עלרוד (יחסית לצירי הארץ NED)
 ψ : זווית סבסוב (יחסית לצירי הארץ NED)

D : כוח גרר (בצירי רוח)
 L : כוח עילוי (בצירי רוח)
 L_y : עילוי צד (בצירי רוח)

מומנטים:

$$(4.3) \quad \begin{cases} I_x \dot{P} - I_{xz} PQ + (I_z - I_y) RQ = L_A \\ I_y \dot{Q} + I_{xz} (P^2 - R^2) + (I_x - I_z) PR = M_A \\ I_z \dot{R} - I_{xz} \dot{P} + (I_y - I_x) pQ = N_A \end{cases}$$

L_A, M_A, N_A : מומנטים אווירודינמיים בצירי גוף
 במזל"ט קיימת סימטריה סביב מישור $XOZ \Rightarrow I_{xy} = 0$
 במזל"ט קיימת סימטריה סביב מישור $XOY \Rightarrow I_{yz} = 0$
 במזל"ט לא קיימת סימטריה סביב מישור $ZOY \Rightarrow I_{xz} \neq 0$

מומנטי אינרציה:

$$(4.4) \quad \begin{aligned} I_x &= \int_n (x^2 + z^2) dm \\ I_y &= \int_n (x^2 + z^2) dm \\ I_z &= \int_n (y^2 + z^2) dm \\ I_{P_{xz}} &= \int_n (xz) dm \end{aligned}$$

משוואות קינמטיות:

$$(4.5) \quad \begin{cases} \dot{\phi} = P + Q \sin \phi \tan \theta + R \sin \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \\ \dot{\psi} = \frac{Q \sin \phi + R \cos \phi}{\cos \theta} \end{cases}$$

קיבלנו מערכת של 9 משוואות המתארות את תנועת המזל"ט, כאשר 6 מתוכן הן משוואות דינמיות ו-3 משוואות קינמטיות.

4.1.2 פיתוח פונקציות תמסורת אורכיות ורוחביות

נפריד את משוואות התנועה לאורכיות ורוחביות ע"י לינאריזציה לפי מודל ההפרות.

מערכת אורכית מסדר 4:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= A \cdot \bar{x} + B \cdot \bar{u} \\ \bar{x} &= \begin{pmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{pmatrix} \\ \bar{u} &= \begin{pmatrix} \delta_e \\ \delta_T \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (4.6)$$

כאשר:

 $\bar{x}$ - וקטור מצב $\bar{u}$ - וקטור בקרים

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ \overline{M}_u & \overline{M}_w & M_q + M_w U_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \\ B &= \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & 0 \\ \overline{M}_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.7)$$

כאשר: $\overline{M}_0 = M_0 + M_0 \cdot Z_0$

קיבלנו משוואות לינאריות, אשר מתוכן ניתן למצוא את פונקציות התמסורת של כל משתני מצב לכל הבקרים.
נעביר את המערכת למישור לפלס:

$$\begin{aligned} \bar{x}(s - A) &= B \cdot \bar{u} \\ s - A &= \begin{bmatrix} s - X_u & -X_w & 0 & g \\ -Z_u & s - Z_w & -U_0 & 0 \\ -\overline{M}_u & -\overline{M}_w & s - (M_q + M_w U_0) & 0 \\ 0 & 0 & -1 & s \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.8)$$

בעזרת תוכנית ניתן למצוא את פונקציות התמסורת הבאות:

$$\frac{u}{\delta_e}, \frac{w}{\delta_e}, \frac{q}{\delta_e}, \frac{\theta}{\delta_e}, \frac{u}{\delta_T}, \frac{w}{\delta_T}, \frac{q}{\delta_T}, \frac{\theta}{\delta_T}$$

מערכת רוחבית מסדר 4:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= A \cdot \bar{x} + B \cdot \bar{u} \\ \bar{x} &= \begin{pmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{pmatrix} \\ \bar{u} &= \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (4.9)$$

$\bar{x}$ - וקטור מצב
 $\bar{u}$ - וקטור בקרים

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(U_0 - Y_r) & g \cos \theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ B &= \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ \overline{M}_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.10)$$

קיבלנו משוואות לינאריות, אשר מתוכן ניתן למצוא את פונקציות התמסורת של כל משתני מצב לכל הבקרים. נעביר את המערכת למישור לפלס:

$$\begin{aligned} \bar{x}(s - A) &= B \cdot \bar{u} \\ s - A &= \begin{bmatrix} s - Y_v & -Y_p & (U_0 - Y_r) & -g \cos \theta_0 \\ -L_v & s - L_p & -L_r & 0 \\ -N_v & -N_p & s - N_r & 0 \\ 0 & -1 & 0 & s \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.11)$$

בעזרת תוכנית ניתן למצוא את פונקציות התמסורת הבאות:

$$\frac{v}{\delta_a}, \frac{p}{\delta_a}, \frac{r}{\delta_a}, \frac{\phi}{\delta_a}, \frac{v}{\delta_r}, \frac{p}{\delta_r}, \frac{r}{\delta_r}, \frac{\phi}{\delta_r}$$

במזל"ט שלנו היגוי הוא בעזרת זנב בצורת "פלס" בעל הגה גובה דיפרנציאלי והגה כוון דיפרנציאלי, כאשר:
 δ_e : הגה גובה כמו בזנב מונובלוק

δ_a : הגה גובה דיפרנציאלי כמו מאזנות

δ_r : שני הגהי כוון

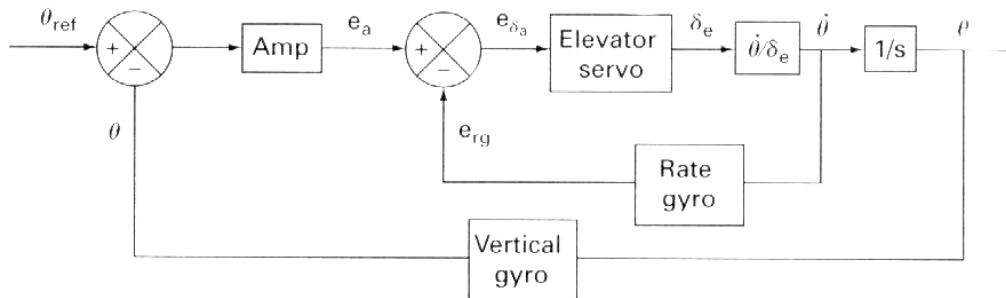
δ_T : מצערת

פונקציות תמסורת אותן פיתחנו, מתארות את תגובת המטוס לכניסות בהגהים. את ההתנהגות הזאת צריכים לבקר בעזרת Autopilot.

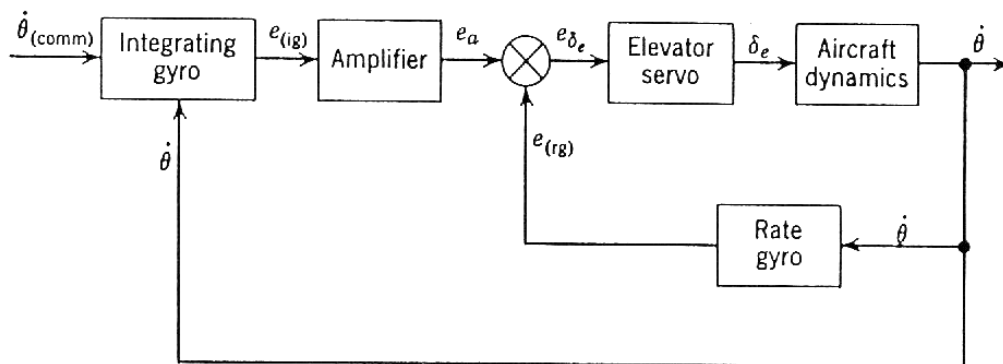
4.1.3 חוגי בקרה עיקריים

בפרק זה נציג את חוגי הבקרה הקיימים ברוב טייסים אוטומטים. הבקרה בהם מתבצעת בחוג סגור לפי שיטות קלסיות.

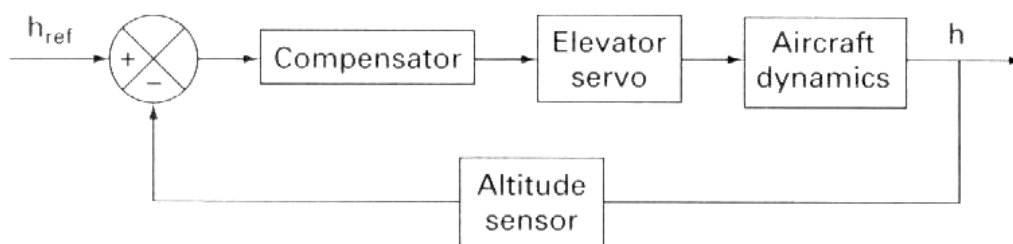
בעזרת דיאגרמות בלוקים נתאר את חוגי הבקרה של משתני מצב הבאים:
1. בקרת זווית עלרוד θ :



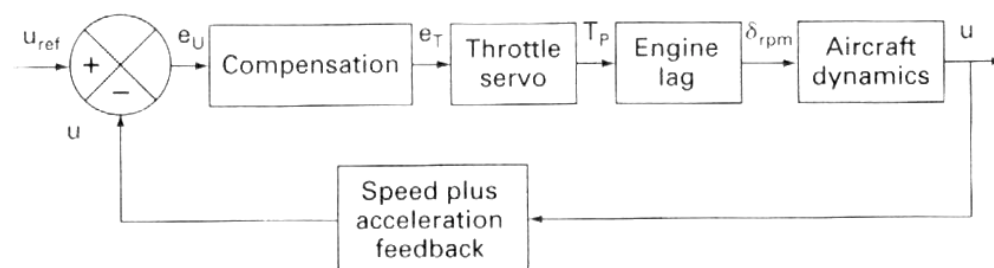
2. בקרת קצב עלרוד $\dot{\theta}$:



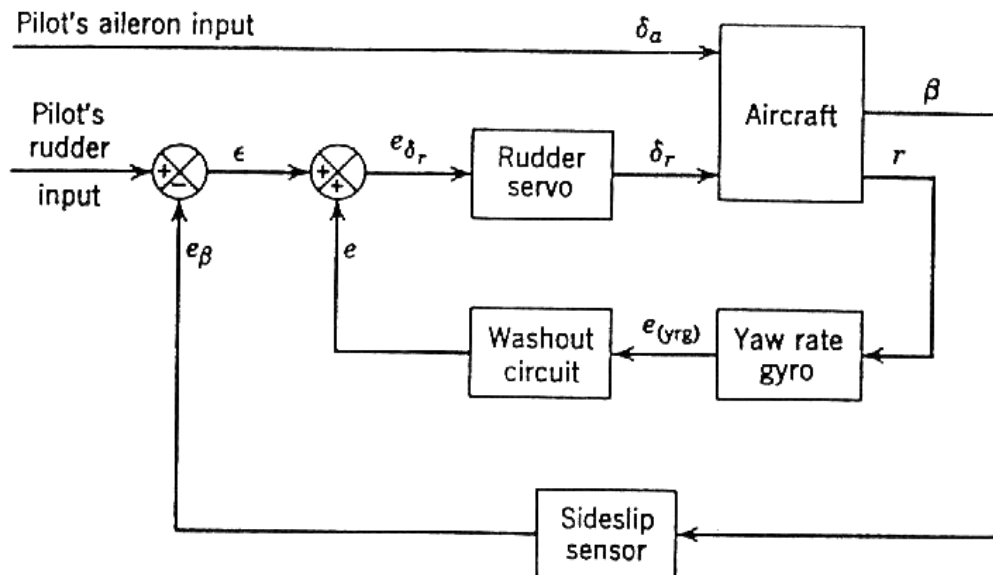
3. שמירת גובה נתון h :



4. בקרת מהירות ע"י מצערת:

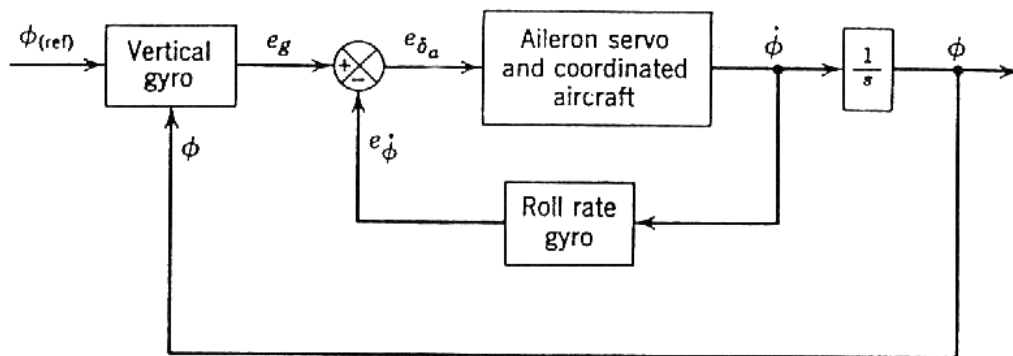


5. תאום בפניה (לדימוי מטוס $F-16$):

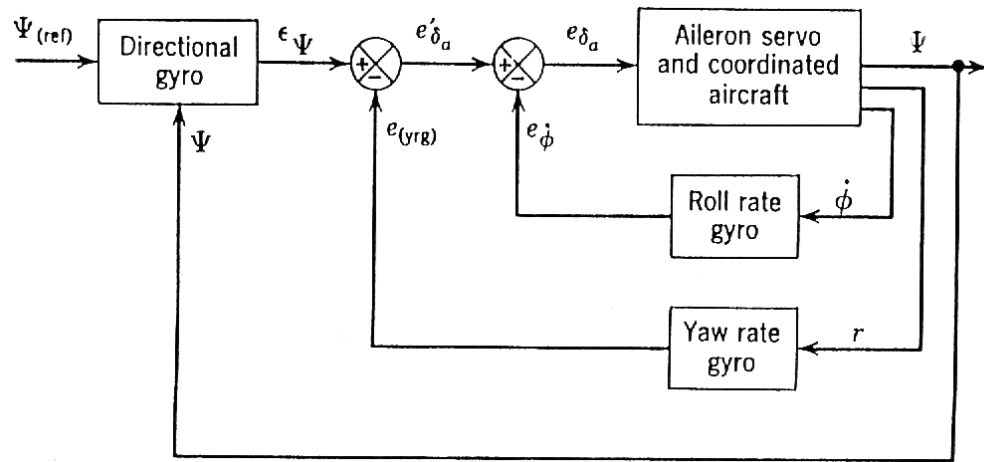


Block diagram of system using sideslip to obtain coordination.

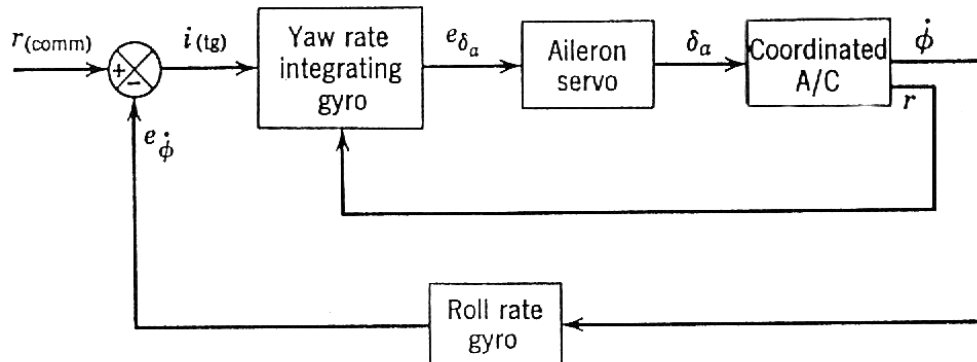
6. בקרה על זווית גלגול ϕ :



7. שמירת זווית אזימוט ψ :



8. בקרת קצב פניה:



4.1.4 מדידים לקביעת אוריאנטציה במרחב לצורך ניווט

לצורך ניווט והנחיה של המזל"ט אנו צריכים לדעת בכל רגע ורגע את:

- מקום במרחב
- מהירות ותאוצה
- מצב זוויתי
- מהירות זוויתית לצורך מדידה של פרמטרים שלו נשתמש בשתי מערכות מדידה :

1. INS (Inertial Navigation System) : מערכת ניווט אינרציאלית רתומה (Strapdown), ז"א כל המדידים רתומים לצירי גוף המזל"ט. המערכת כוללת בתוכה:

(א) שלושה סביבוני נגזרת Rate Gyros, המודדים קצבים זייתיים בצירי הגוף P, Q, R .

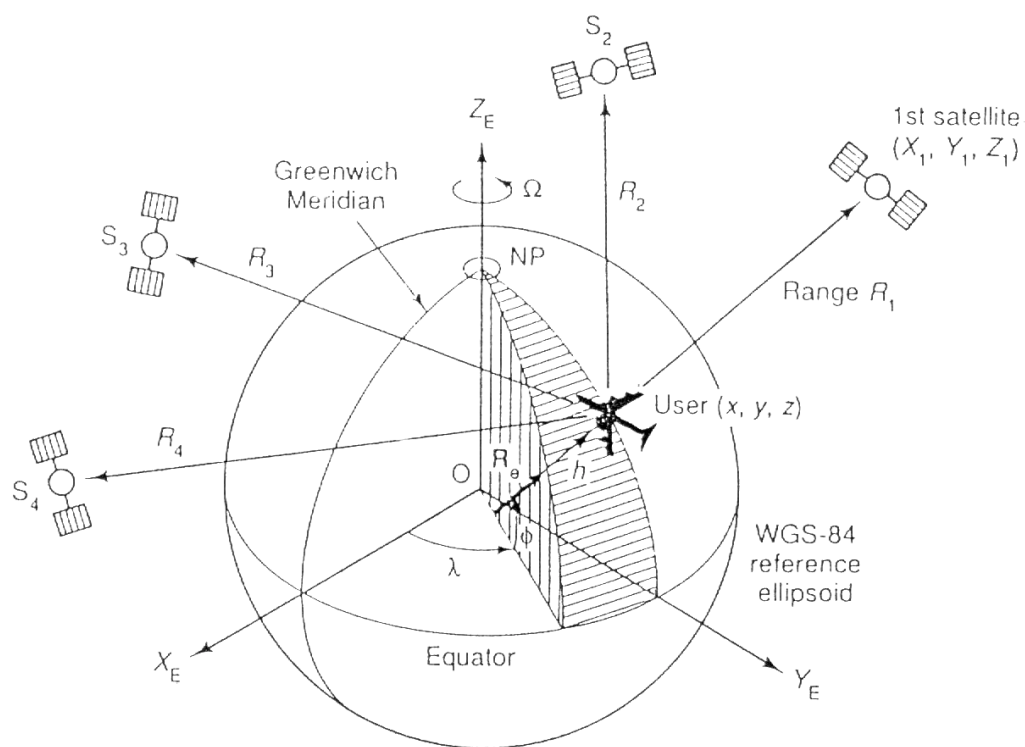
(ב) שלושה מדי תאוצה המודדים את a_x, a_y, a_z בצירי גוף.

(ג) מחשב, לצורך חישוב מטריצת הטרנספורמציה מצירי גוף לצירים אינרציאליים. המחשב מקבל נתונים מהמדידים ופותר משוואה דיפרנציאלית למציאת מטריצת מעבר.

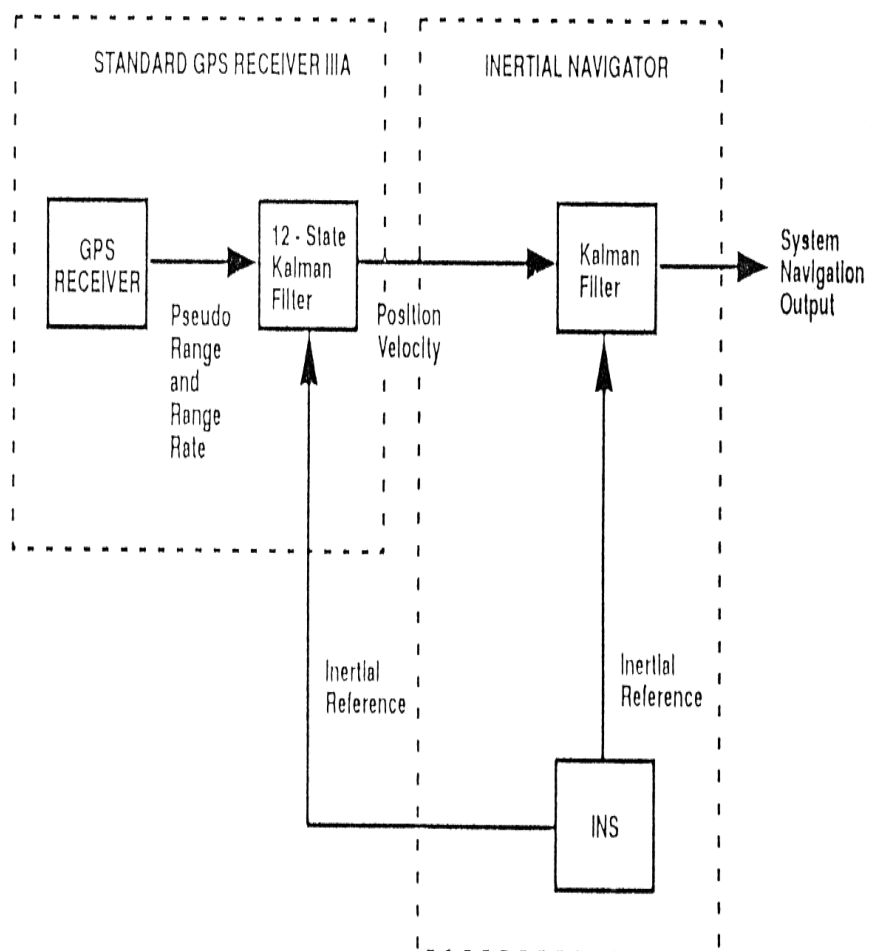
מערכת INS נותנת תוצאות טובות מאוד לטווח קצר אבל עם הזמן מתפתחות שגיאות גדולות עקב סחיפות בסביבוני ובמדי תאוצה.

2. GPS (Global Positioning System) : מערכת מקבלת אותות לפחות מ-4 לוינים שונים, אשר מקומם במרחב ידוע. על סמך הפרשי זמן בין שידור האות ע"י לויין לקבלתו ע"י מקלט GPS, המערכת מחשבת את קוארדינטות X, Y, Z של המזל"ט במרחב, אפשר ע"י אינטגרציה גם לקבל מהירות ותאוצה. המערכת לא נותנת מצב זייתי. המדידות של GPS הן טובות לטווח ארוך, אך רועשות מאוד בטווח קצר.

3. INS משולב GPS: ע"י שילוב דו-כווני של שתי המערכות אפשר לקזז את רוב השגיאות ולקבל את וקטור המצב של המזל"ט בדיוק טוב מאוד.



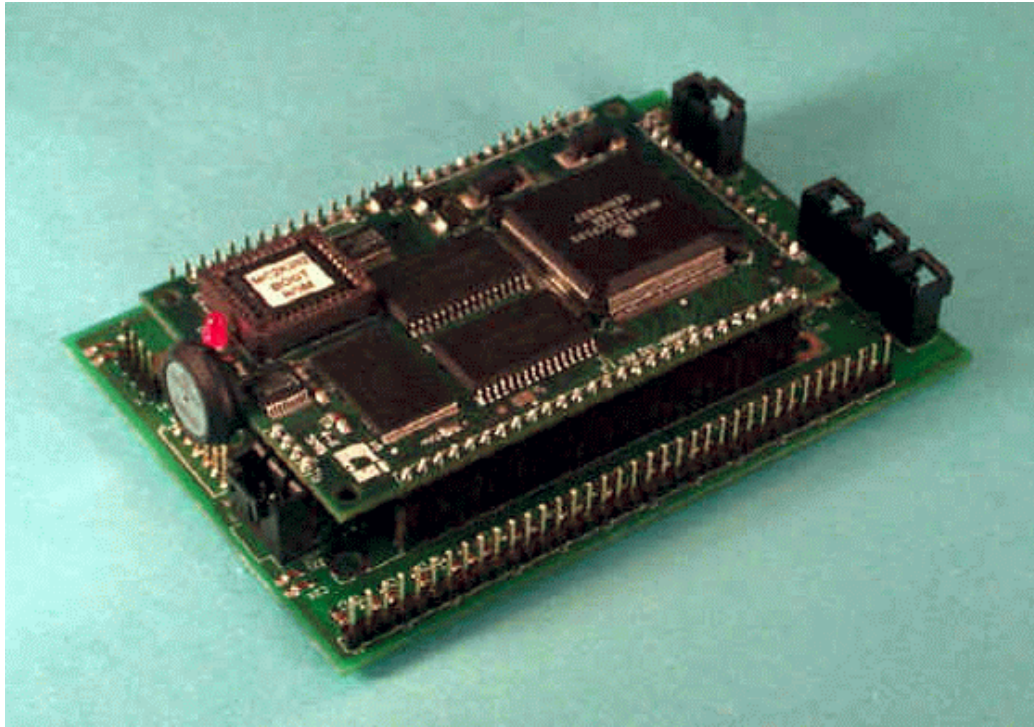
איור 4.1: דיאגרמה GPS



איור 4.2: דיאגרמה INS+GPS

למימוש מע' הבקרה של המזל"ט בחרנו במערכת קיימת וזולה יחסית.

4.2 Control system devices and MP-2000 (Full-Feature Autopilot)



4.2.1 תאור כללי

1. מימדים קטנים: $24/76/109mm$
2. משקל נמוך: $0.4kg$
3. מחיר נמוך: $5000\$$
4. מערכת מתאימה ליצוב והנחיה של כל מזל"ט
5. תקשורת דו-כיוונית ע"י RF Modem

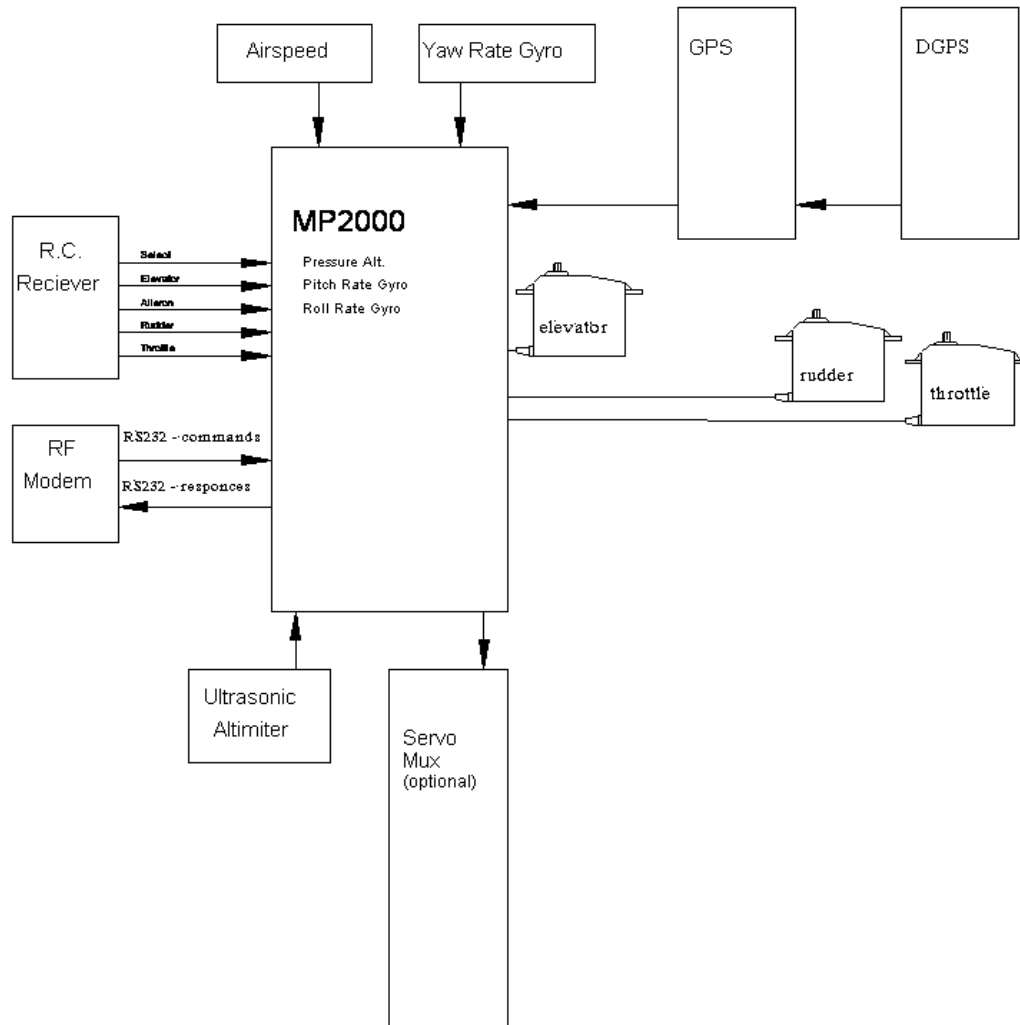
4.2.2 תאור טכני

1. מערכת אוטונומית לחלוטין
2. יכולת סימולציה בעזרת המחשב
3. חיבור למחשב PC מאפשר הזנת נתונים לפני המראה:
(א) נתוני טיסה-מסלול
(ב) תכונות הזנה של הגברי הבקרה לביצועים אופטימליים
4. מעבד מהיר: *Motorolla68332*
5. מערכת משתמשת ב-GPS משולב עם INS
6. חיבור למערכת הסרוו המתאימה לצורך העברת פקודות להגברים
7. יכולת בקרה קרקעית

4.2.3 מערכות בקרה עיקריות

1. שמירת מהירות
2. שמירת גובה
3. תיאום בפניה (דימוי למטוס F-16)

4.2.4 דיאגרמת בלוקים



4.2.5 Installation

The MP2000 should be mounted close to the center of gravity, with the processor board upright, and the power connectors facing forward (the direction of flight). Table 2.1 lists the sizes and weights of the components that make up a typical MP1000 system. Note that additional room around some of

Device	Size	Weight
MP2000CORE	4.3 by 3.0 by 0.9 inches 109 by 76 by 23 mm	3.5oz (100g)
MP2000SP1 (airspeed sensor)	1.4 by 1.0 by 0.6 inches 35 by 25 by 15 mm	<0.5oz (<15g)
MP2000AGL (AGL sensor)	2.9 by 1.9 by 1 inch 73 by 48 by 24 mm	1oz (28g)
Trimble GPS (GPS receiver)	3.2 by 1.3 inches by 0.5 (w. con. 3.7 by 1.3 inches) 1 by 33 by 13 mm (w. con. 94 by 33 mm)	0.5oz (14g)
DCI OEM DGPS (DGPS receiver)	3.5 by 2.3 by 0.5 inches (w con. 4.0 by 2.3 inches) 89 by 58 by 13 mm (w. con. 101 by 58 mm)	2oz (57g)
MP2000ANT (GPS antenna)	2.3 by 1.9 by 0.6 inches 58 by 48 by 15 mm	5oz (140g)
MP2000CMPS (compass)	2.0 by 2.0 by 0.8 inches 51 by 51 by 20 mm	1oz (28g)
Total		<14oz (<400g)

Table 4.1: MP2000 Components: Sizes and Weights

these components is required to accommodate connectors. This is especially true of the MP2000CORE, the Trimble GPS and the DCI OEM DGPS. The dimensions do not provide any space for connectors as the amount of room required depends upon the actual connector used.

4.2.6 תכנון והזנת של הגברי הבקרה לביצועים אופטימליים:

ראשית מתכננים את כל ההגברים בעזרת סימולצית מחשב לאחר מכן מבצעים ניסויי טיסה, כאשר השליטה על המזל"ט נעשת מהקרקע בעזרת RC Receiver הגברים מתואמים עד לקבלת התנהגות המזל"ט הרצויה

4.2.7 הסדר המומלץ לתכנון הגברי המחשב

שמירה על זווית עילרוד זווית החלקה הרצויות
 שמירת מהירות וכיוון
 שמירת גובה, כולל בקרת מצערת
 שמירת מהירות, כולל בקרת מצערת
 שמירה על גובה בגבהים נמוכים

4.2.8 פקודות טיסה ומסלול

בתוך מחשב האוטופילוט מתוכנתות פקודות לתוכן מוזנים פרמטרי טיסה נדרשים (עבור כל פקודה פרמטרים שונים) ומזל"ט מבצע אותן אוטומטית:

approach origin, destination

Initiate an approach along a line stretching from the origin waypoint and ending at the destination waypoint. The aircraft turns and follows this line while losing altitude until it reaches the flare altitude at the destination waypoint. The engine power is increased if the aircraft is below the glideslope and decreased if the aircraft is above the glideslope. If the aircraft is above the glideslope, and its descent rate with the engine at idle is insufficient to restore it to the glideslope, the aircraft will end up at an altitude higher than the flare altitude when it crosses the destination waypoint. In this case, the aircraft will continue along the line defined by the origin waypoint and the destination waypoint. It is important to ensure that the aircraft is sufficiently far from the destination waypoint to allow it to descend. The throttle idle setting also has a significant effect on descent rate. The MP2000 automatically turns the engine off once it passes the destination waypoint.

climb altitude

Initiate a climb to altitude. The climb is performed at best climb speed with full throttle. The MP2000 attempts to maintain the current heading. The climb command sets the desired altitude.

waitClimb

Waits until a climb, initiated by the climb command, is complete (i.e. the aircraft reaches the desired altitude).

pClimb altitude

Initiate a climb to altitude. The climb is performed at best climb pitch with full throttle. The MP2000 does not attempt to maintain the current heading, but does attempt to keep the wings level.

circuit

Start a circuit from the current position. The MP2000 flies from the current location to the circuit entry point while descending to circuit altitude. If the aircraft is still above circuit height when it reaches the circuit entry point, it circles at the circuit entry point while descending, until the circuit altitude is reached. The MP2000 flies a downwind, base and final circuit legs, flares and lands. The aircraft lands at the same location and in the same direction as it took off. The orientation of the circuit (left or right) can be changed in the runway settings. Also, the aiming point can be offset from the takeoff point.

flare

Initiates a flare. The MP2000 stops the engine and holds the flare altitude as long as possible.

fromTo origin, destination

Follows the line defined by the points origin and destination while maintaining the current altitude and airspeed. The fromTo command sets the desired heading.

flyLow

The MP2000 follows the current heading at an altitude of eight feet. This command is used for testing.

flyTo waypoint

Fly to waypoint while maintaining the current altitude and airspeed. The flyTo command sets the desired heading.

initFromTo origin, destination

Setup MP2000 to fly along the line defined by origin, destination. Similar to the fromTo command except that the MP2000 does not wait until the destination waypoint has been reached but rather immediately executes the next instruction.

waitFromTo

Wait until the destination has been reached.

takeoff

The MP2000 initiates a takeoff once either S1 is closed or the throttle is advanced (assuming RC throttle override is enabled). The aircraft accelerates to flying speed and then becomes airborne. During the takeoff run, the aircraft maintains its initial heading. The takeoff command sets the desired heading.

turn direction, right

The MP2000 initiates a turn to direction. If right is one the turn is to the

right, if right is negative one the turn is to the left, otherwise, the turn is in the closest direction. The turn command sets the desired heading.

turnCont duration

The MP2000 initiates a continuous turn for duration ticks (a tick is one fifth of a second). If duration is set to zero, the MP2000 turns continuously.

setControl type, parameter Described in Table 2.

4.2.9 מדידים

במזל"ט שלנו משתמשים במערכת GPS משולב INS. כאן מוצגת טבלת מערכות שונות של חברות Garmin, Trimble, King tomorrow, Denel: אנו בחרנו ב-GPS של Bendix King - Kln 35/135.

4.2.10 בחירת קונפיגורצית servos

במערכת MP2000 קיימים חמש קונפיגורציות שונות למערכת למערכת הסרוו לצורות שונות של היגוי הכלי הטייס:

Type	Description	parameter
elFromPitch	The elevator position is calculated from pitch error using a PID loop.	desired pitch
elFixed	The elevator is fixed in its neutral pos.	
elFromPitchNoI	The elevator position is calculated from pitch error using a PD loop (note no I term)	desired pitch
rdFromSlip	The rudder position is calculated from y acceleration, to eliminate sideslip, using a PID loop.	
rdFromHdg	The rudder position is calculated from heading error using a PID loop. Used during takeoff ground roll.	
rdFixed	The rudder is fixed in its neutral position.	
rdFromHdgNoI	The rudder position is calculated from heading error using a PD loop. Used during takeoff ground roll.	desired heading
rdFromHvHdg	Yaw cyclic (rudder) position is calculated from heading error using a PID loop.	heading
thFixed	The throttle position is fixed.	throttle
thApproach	The throttle position is calculated from distance above glide slope via a PID loop.	position
thSpeed	The throttle position is calculated from airspeed error using a PID loop.	desired speed
thAlt	Throttle position is calculated from altitude error using a PID loop.	desired altitude
pitchAlt	Desired pitch is calculated from altitude error using a PID loop.	desired altitude
pitchDescend	Desired pitch is calculated from airspeed	
pitchFlare	Desired pitch is calculated from altitude error using a PID loop.	desired altitude
pitchSpd	Desired pitch is calculated from airspeed error using a PID loop.	desired airspeed
pitchOff	Desired pitch is not calculated.	
rollFixed	Desired roll is set to a fixed value of zero.	
rollFromHdg	Desired roll is calculated from heading error using a PID loop.	desired heading
rollOff	Desired roll is not calculated.	
hdgFromDest	Desired heading is set to the track between the current location and the next w.p.	
hdgOff	Desired heading is not calculated	

Table 4.2: MP2000:setControl commands and parameters

GPS									
manuf.	model	size mm x mm x mm	weight kg	time [min]	accuracy pos/alt speed	dynamics	\$\$\$	i/f	
garmin	gps150	159x100x51	1.27	2/2.5	15m 0.1kn	695kn 3g		RS232, CDI, Autopilot	
garmin	gps150xl	159x100x51	1.08	0.25/0.75	5m 0.1kn	999kn 6g	2590	ARINC 429, Aviation,PC Interface,Altitude Serializer, NavData® Card	
garmin	gps155	159x140x51	1.57	3	15m 0.1kn	999kn 3g	3670	RS-232,RS-422,ARINC429 NMEA 0183,CDI/HSI/RMI	
trimble	210110	146x197x76.2	1.48	3.5	15/35m 0.1kn	800kn 4g	?	Inputs: ARINC 407:Heading, Altitude, and TAS;ARINC 545/565:TAS (AC&DC) Outputs:ARINC 407 419/429 RS-232/422	
trimble	8100	368x197x57.2	2.73	1	15/35m 0.1kn	800kn 3g	?	Inputs:Synchros: TAS, HDG, ALT, Pitch, Roll;ARINC 429:10 (high or low speed) Outputs:Synchros: 3 ppg. Roll Steering: left-right; glide slope ARINC 561/568 ARINC 429: 5 discretes: 16	
king	klm90b	160.3x50.8x33	0.66				4950		
king	klm89/89b	160.3x50.8x27.3	0.16				2450 4190	RS232, Database update using PC	
king	klm35/135	158.7x50.8x28.1	0.94/2				1475	RS232, Database update using PC +COMM	
Trimor	gx50	158.8x50.8x28.6	1.179	25-55[sec]	15/25m	1000kn 4g	3995	RS232 Outputs: CDI, annunciators?	
Trimor	gx60	158.8x50.8x28.6	1.409	25-55[sec]	15/25m	1000kn 4g	2670	2xRS232 Outputs: CDI, annunciators?	
Trimor	gx65	158.8x50.8x28.6	1.409	25-55[sec]	15/25m	1000kn 4g	3180	RS232 Outputs: CDI, annunciators?	
Denel	nimbus n500	237x178x152	<8	25-55[sec]	50/100m 0.1kn	12g		RS422 (MIL STD 1553b) ARINC 429,	
Autopilots									
manuf.	model	size	type			\$\$\$	i/f		
s-tec	sys40 computer	83.8x83.8x190.5	1.08	single axis			3596		
	tum coordinator	83.2x83.2x42.75	0.87	roll stabilization					
	roll servo	95.5x95.5x184.2	1.4						
s-tec	sys40x computer	83.8x83.8x190.5	1.16	single axis				ARINC429	
	tum coordinator	83.2x83.2x42.75	0.87	roll stabilization					
	roll servo	95.5x95.5x184.2	1.4						
s-tec	sys60 computer	83.8x83.8x132.1	0.864	full single axis			3996		
	tum coordinator	83.2x83.2x42.75	0.87	roll axis					
	roll servo	95.5x95.5x184.2	1.4						
	roll computer	131.4x51.3x37.8	1.584						

טבלה 4.3: מערכות GPS ו-AutoPilots

Servo	normal	separate flaps	combined flaperons	separate flaperons	Elevons (our configuration)
S1	ailerons	ailerons	left aileron	left aileron	left elevon
S2	elevator left V tail	elevator or left V tail	elevator or left V tail	elevator or left V tail	right elevon
S3	rudder, right V tail or left split rudder	rudder, right V tail or left split rudder	rudder, right V tail or left split rudder	rudder, right V tail or left split rudder	upper rudder
S4	throttle	throttle	throttle	throttle	throttle
S5				right flap	
S6			right aileron	right aileron	
S7		flaps		left flap	
S8	right split rudder	right split rudder	right split rudder	right split rudder	down rudder

טבלה 4.4: קונפיגורציות שונות וקונפיגורציה של מזל"ט שלנו

4.3 מציאת מקדמים אווירודינמיים

על מנת לתכנן מערכת בקרה שתמלא את דרישות שהוגדרו במפרט טכני יש להער-
יך את המקדמים האווירודינמיים של המזל"ט. מתוך המקדמים נוכל לקבל את
נגזרות האווירודינמיות בהם נשתמש בסימולציית מערכת הבקרה של המזל"ט.
הסימולציה תאפשר את מציאת ההגברים האופטימליים הנדרשים לתכנון המכשור
שבחרנו.

האמצעים שעמדו ברשותנו הם:

1. בניית דגם מנהרה והרצתו במנהרה עבר-קולית. הדגם תוכנן בשתי גרסאות
המתאימות למנהרה שנמצאת בפקולטה: גרסא שהותאמה במיוחד ליכולת
הייצור של בית מלאכה הנמצא בפקולטה לאחר שהתברר שאין אפשרות
לייצור הדגם בפקולטה תוכננה גרסא לייצור ב-CNC מחוץ לפקולטה.

2. בעקבות הסחבת בנושא של אישור הייצור של הדגם החלטנו לבצע ניתוח
אווירודינמי של המזל"ט באמצעות ה-CFD.

4.3.1 ניתוח אווירודינמי באמצעות CFD

יצירת הרשת חישובית

הרשת הינה מסוג "C-type hyperbolic, structured". הקואורדינטות במרחב
חישובי מקיימות משוואה דיפרנציאלת היפרבולית שבמקרה דו-מימדי מקבלת
את הבאה:

$$[A] \overline{\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}}_{\xi} + [B] \overline{\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}}_{\eta} = \begin{pmatrix} v^o \\ \bar{v} \end{pmatrix}$$

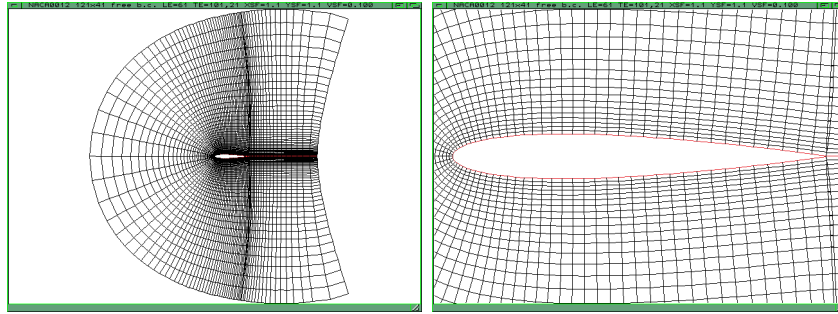
or with finite differences :

$$\left[-\frac{A_{i,j}}{2} \right] \overline{\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}}_{i-1,j+1} + [B_{i,j}] \overline{\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}}_{i,j+1} + \left[\frac{A_{i,j}}{2} \right] \overline{\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}}_{i+1,j+1} = \left(v_{i,j}^o + \bar{v}_{i,j+1} \right)_{i,j} + [B_{i,j}] \overline{\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix}}_{i,j}$$

where :

$$[A] = \begin{bmatrix} x_{\eta} y_{\eta} \\ y_{\eta} x_{\eta} \end{bmatrix}; [B] = \begin{bmatrix} x_{\xi} y_{\xi} \\ y_{\xi} x_{\xi} \end{bmatrix}$$

רשת של פרופיל NACA 0012 נראית כפי שמתואר באיורים 3 ו-4. ניתן לראות
הקטנת אורך התאים ליד שפות התקפה/זרימה וציפוף נפת התאים ליד משטח
הכנף. רשתות חישוביות של חלקי מזל"ט שונים מוצגות באיורים 5-7.



איור 4.3: Example of "C"-type grid (zoom on airfoil)
 איור 4.4: Example of "C"-type grid

שיטת פיתרון

במקרה $2D$ חוקי שימור (מסה, תנע ואנרגיה) בזרימה אוילרית מבוטאים ע"י משוואה:

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \hat{\eta}} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \hat{\eta}} = 0$$

where :

$$\hat{Q} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{pmatrix}; \hat{E} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho U \\ p\xi_x + \rho u U \\ p\xi_y + \rho v U \\ (p + e) U \end{pmatrix}; \hat{F} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho V \\ p\eta_x + \rho u V \\ p\eta_y + \rho v V \\ (p + e) V \end{pmatrix}$$

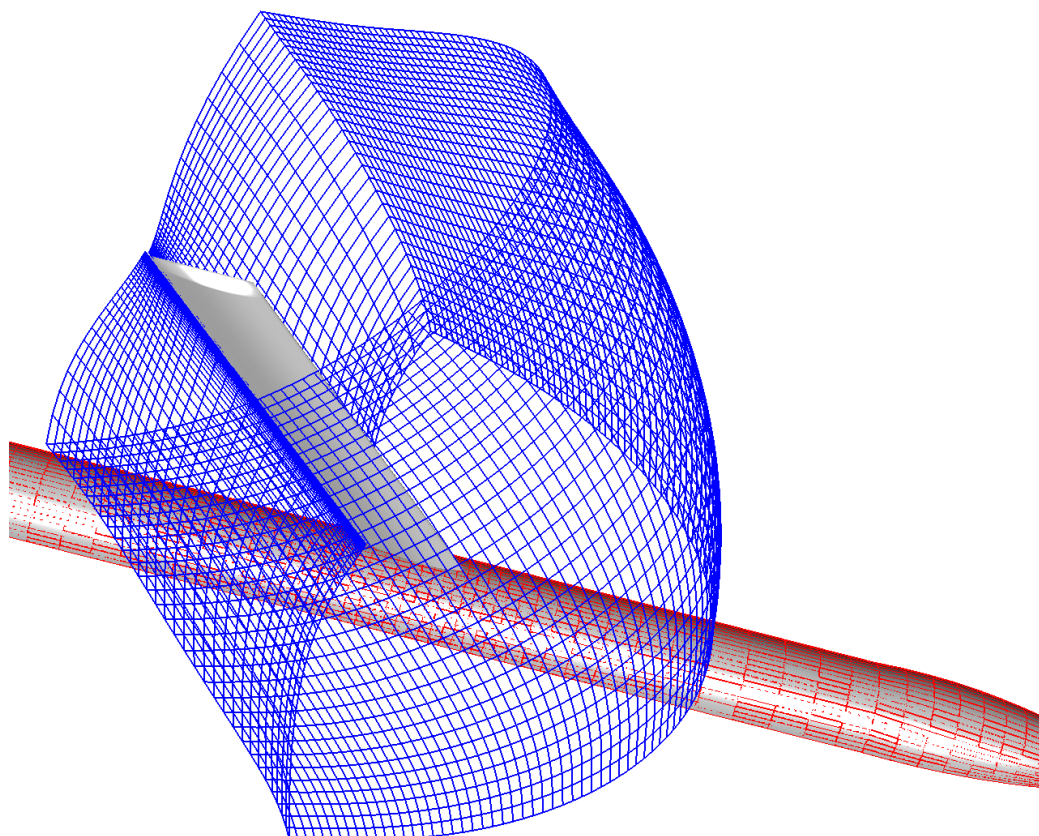
$$J = (x_\xi y_\eta - y_\xi x_\eta)^{-1}$$

u, v – physical velocities

U, V – contravariant velocities

מכאן הרחבה למקרה תלת מימדית היא מידית (למרות הביטויים הסופיים המסורבלים).

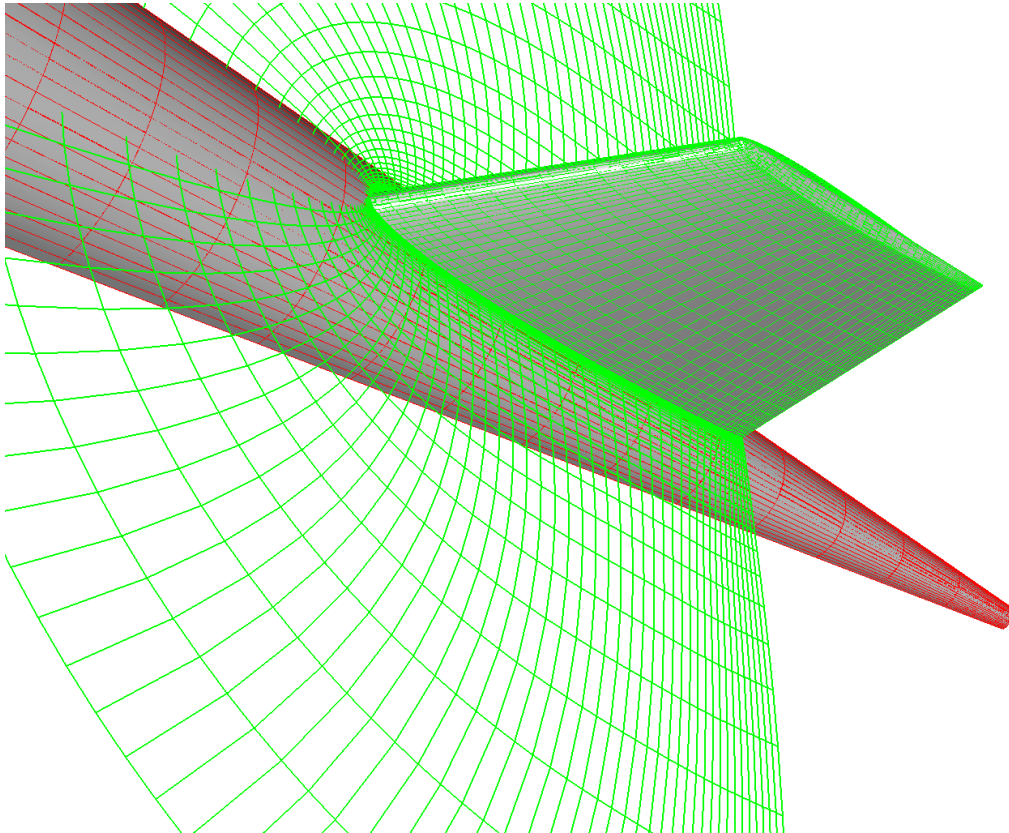
הפתרון יתבצע ע"י שיטה איטרטיבית כאשר כל אלמנט של המזל"ט ייפתר ברשת נפרדת ובמקומות החיבור בין האלמנטים יתבצע מעבר מידע כך שבסוף נקבל פתרון של שדה זרימה שלם.



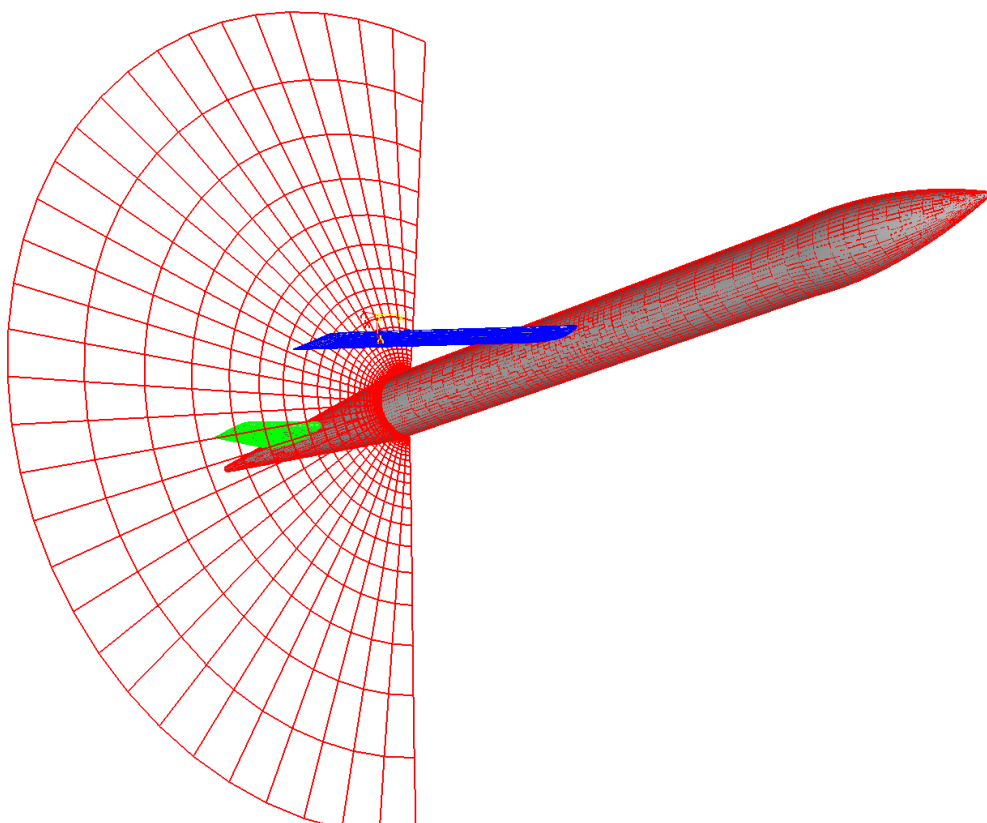
איור 4.5: "C"-type grid on the wing

ניתוח תוצאות

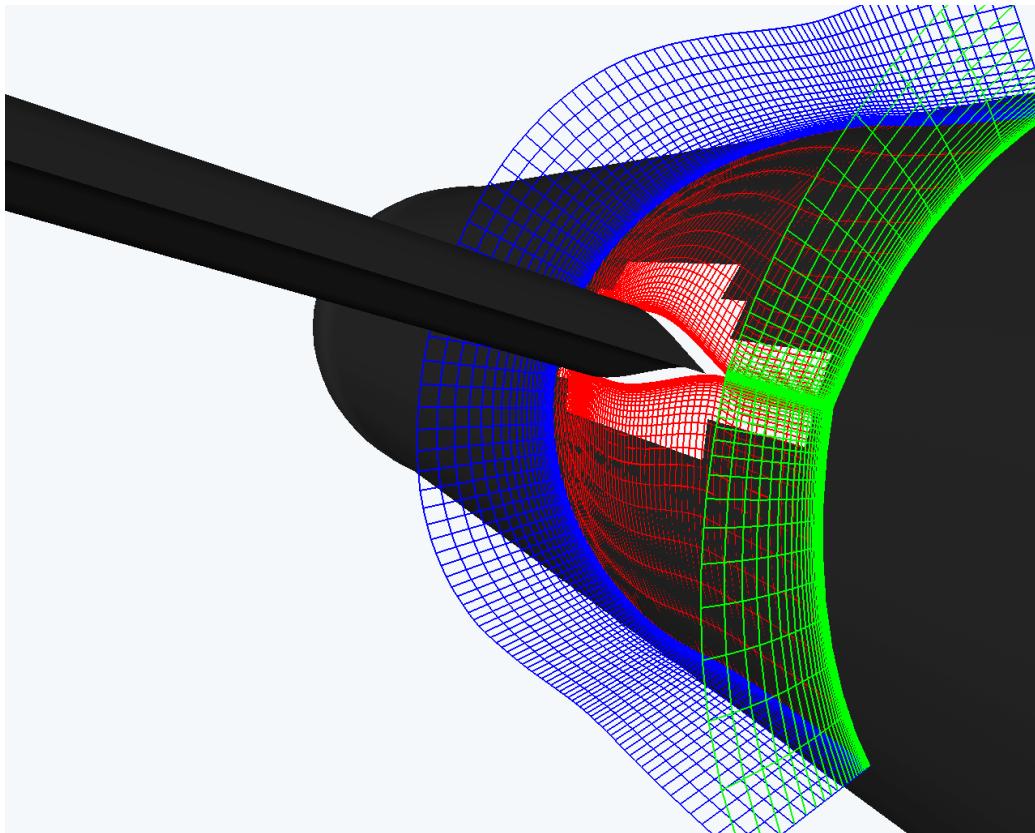
חישובים התבצעו בעזרת תוכנית של דר' יובל לוי. התוכנית מקבלת רשתות של חלקי המזל"ט, מאתרת נקודות חיבור ביניהם ויוצרת רשת הדבקה (Collar grid). הפתרון מתבצע על רשתות תוך מעבר מידע בין רשתות סמוכות (איורים 8 ו-9) דוגמאות של פתרון מובאות באיורים 10-11. נכון לרגע זה - אין עדין מספיק פתרון כדי לקבל את המקדמים האווירודינמיים (חישובים מתבצעים על מחשבים שעומדים לרשות הסטודנטים ובמקרים רבים אים מספיק משאבים לקבל פתרון).



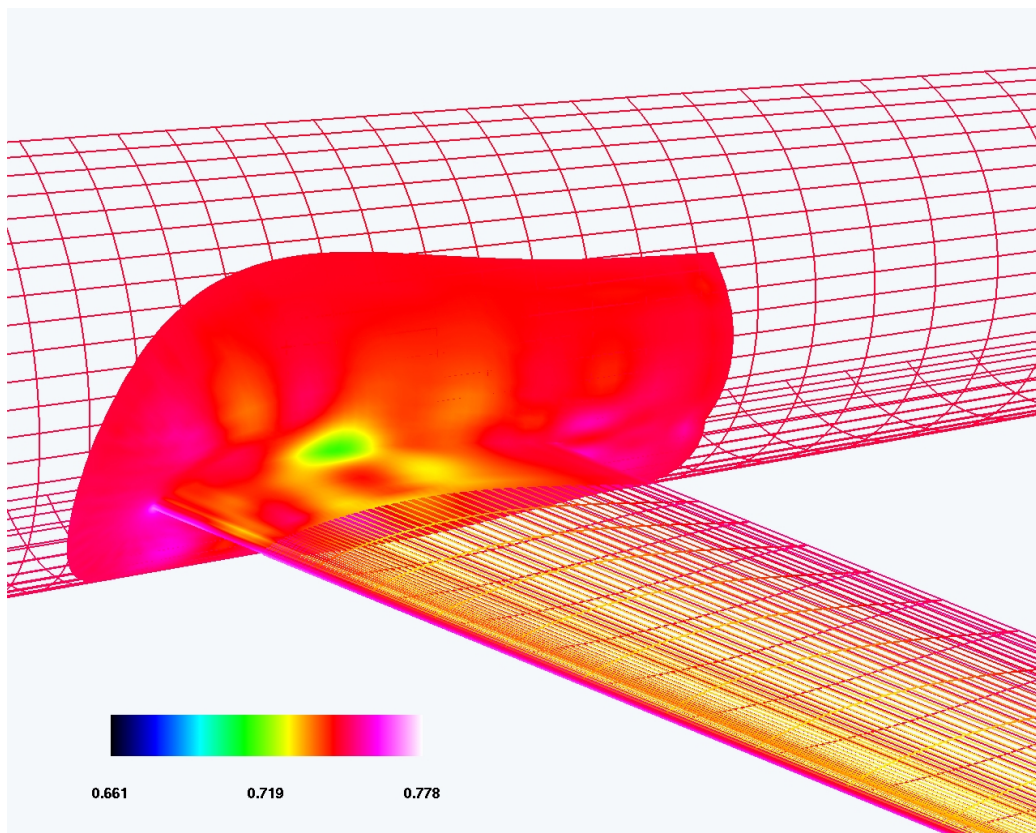
איור 4.6: "C"-type grid on the tail



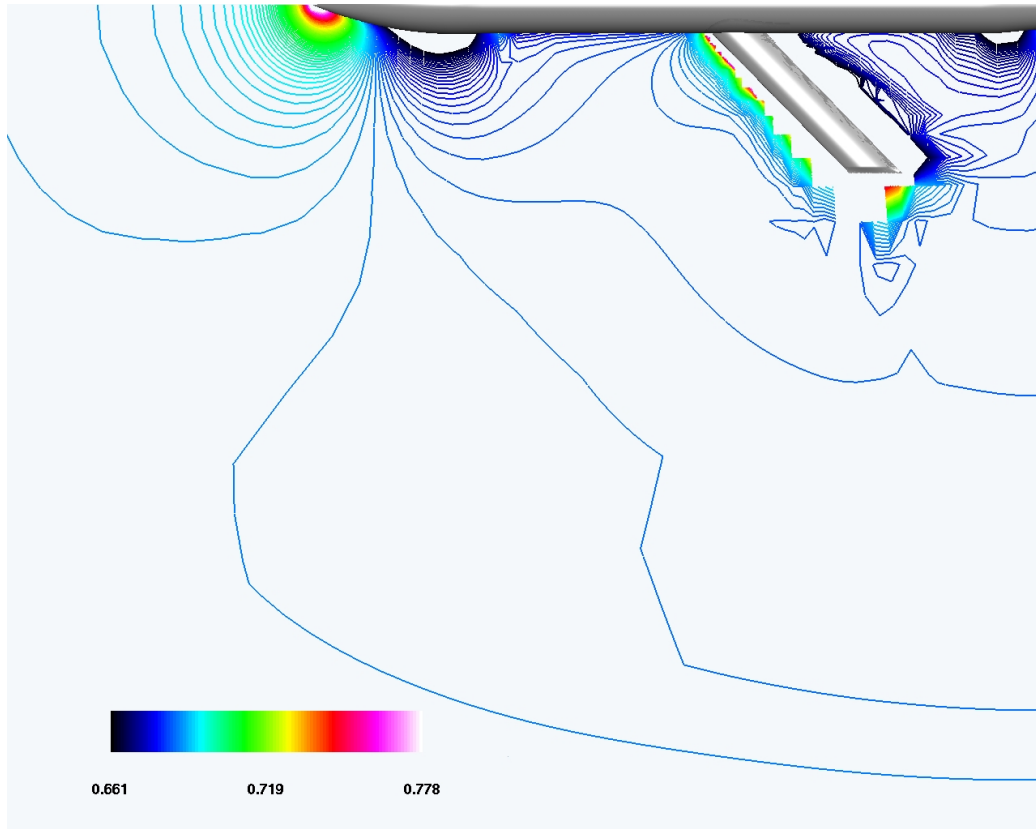
איור 4.7: Body grid



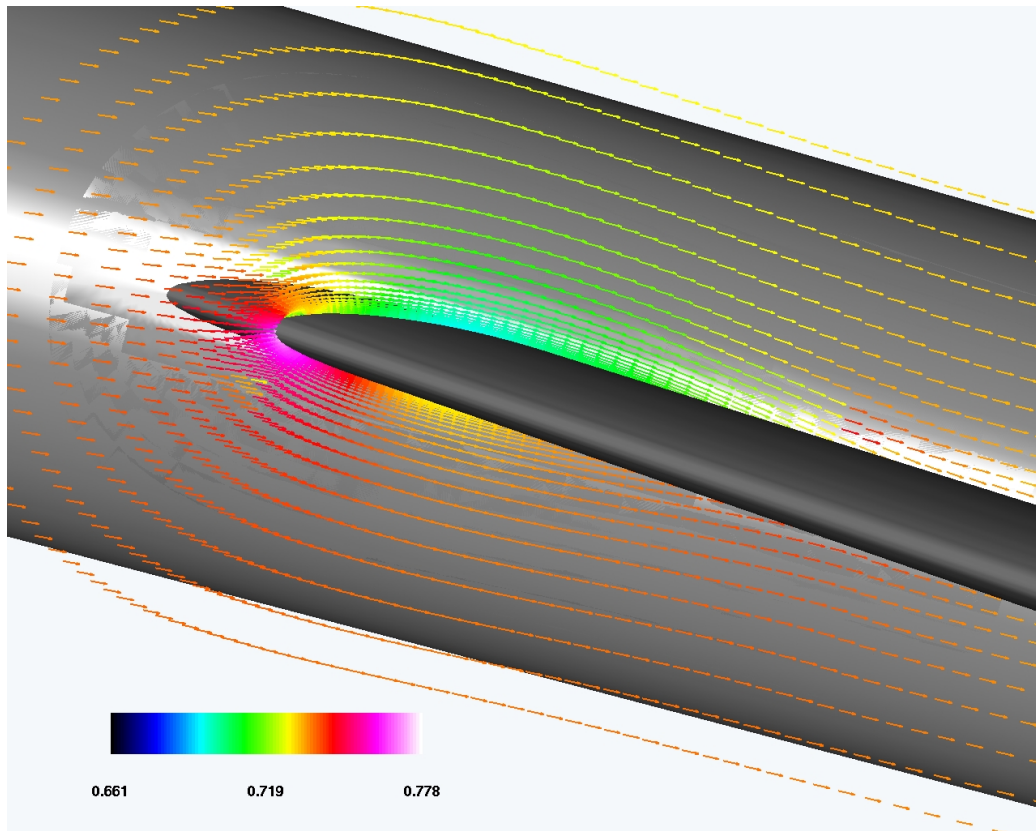
איור 4.8: Collar grid



איור 4.9: Collar grid - pressure distribution (Attack angle - 4° , $Mach = 0.6$)



איור 4.10: normalized pressure contours, (Attack angle - 4° , $Mach = 0.6$)



אזור 4.11: Vector field slice colored with normalized pressure, (Attack angle: 4° , $Mach = 0.6$)

פרק 5

שטח חתך מכ"ם

5.1 מבוא

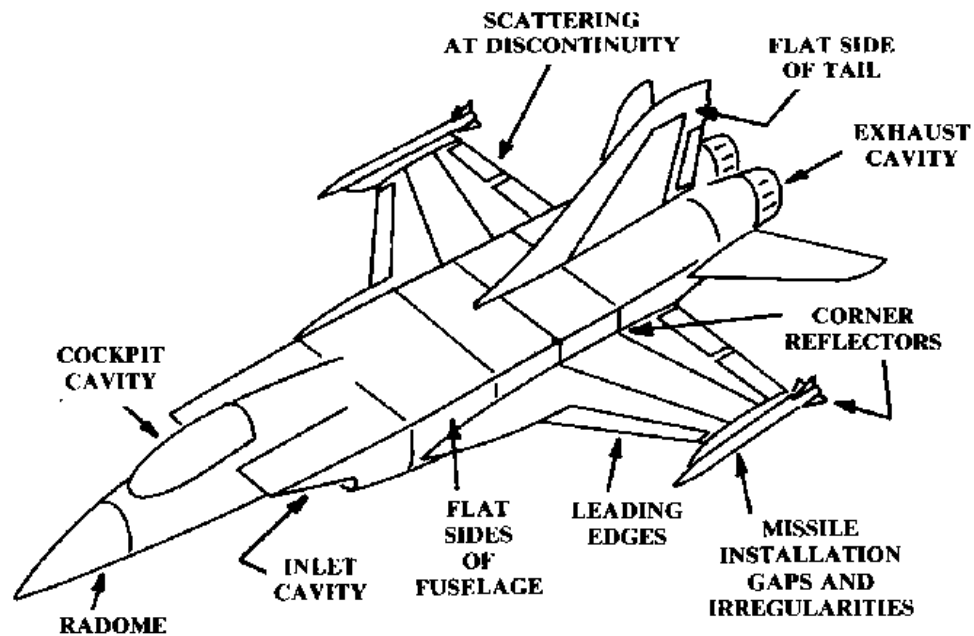
על מנת שמכ"ם יזהה מטרה או יוכל להשוות בין שני גופים, יש צורך בגודל כמותי המייצג את ההחזר האלקטרומגנטי מהגוף, גודל זה מכונה שטח חתך מכ"ם-שח"ם (Radar Cross Section - RCS). שח"ם של גוף הוא שטח החתך של כדור מתכתי אקוויולנטי, שאות ההחזר שלו זהה לאות ההחזר של הגוף. בגוף כלשהו (כמו בכלי טיס לדוגמה) ההחזר בכל זווית פגיעה הוא שונה (בניגוד לכדור), על כן שח"ם של גוף הוא פונקציה של זווית הפגיעה, כמו-כן משתנה השח"ם של הגוף על פי גודל הגוף, צורתו, אורך הגל של המכ"ם, והחומרים מהם עשוי הגוף. שח"ם לפי הגדרתו כשטח החתך של כדור נמדד במטרים בריבוע (m^2), יחידה נוספת שבשימוש כאשר עוסקים בהגברים היא דציבל-מטר בריבוע (dbm^2). המעבר בין היחידות הוא על פי הנוסחה:

$$\sigma([db\ m^2]) = 10 \log_{10} \sigma([m^2]) \quad (5.1)$$

אלמנטים נוספים המגדילים את השח"ם של כלי טיס הם: מנועים (נחירים וכונסים), משטחים המקבילים לקרקע, פינות, שפות התקפה ושפות זרימה, ואי רציפויות מבניות כגון מדפים ומאזנות.

5.2 דרישות המזל"ט

מטרת המזל"ט היא לבצע הרוויה אלקטרונית ע"י כך שהמזל"ט ידמה מטוס קרב בחתימת המכ"ם ולכן המטרה היא להגדיל את השח"ם של המזל"ט קטן הממדים, כך שיוזחה כמטוס קרב בסדר גודל של ה-F-16, כלומר יש להגדיל את השח"ם



Major RCS contributors.

איור 5.1: גורמים עיקריים להגדלת חתך מכ"ם

של המזל"ט מערכים אופייניים של מזל"טים בגודלו $0.1m^2$ ($-10dbm^2$) לערכים אופייניים של מטוסי קרב $10 - 100m^2$ ($10 - 20dbm^2$). בשל אופיו הצבאי של המזל"ט נתרכז בהגדלת השח"ם בתחומי התדרים: $2GHz - 4GHz$ (S Band) - מכ"מים צבאיים קרקעיים גדולים.

$8GHz - 12.5GHz$ (X Band) - מכ"מים צבאיים ניידים ומכ"מים נישאים על מטוסים וטילים.

כמו-כן על ההתקנים להיות פסיביים (ללא הספק חיצוני) משיקולי חיבור ומקום. עליהם להתאים למגבלות הגיאומטריות של המזל"ט, להיות בעלי משקל נמוך, פשוטים להתקנה ולהחלפה, אמינים, ובעלי מחיר נמוך כך שישמרו דרישות המחיר הכולל של המזל"ט.

5.3 סקירת התקנים פסיביים להגדלת שח"ם

5.3.1 פינות החזרה Corner Reflectors

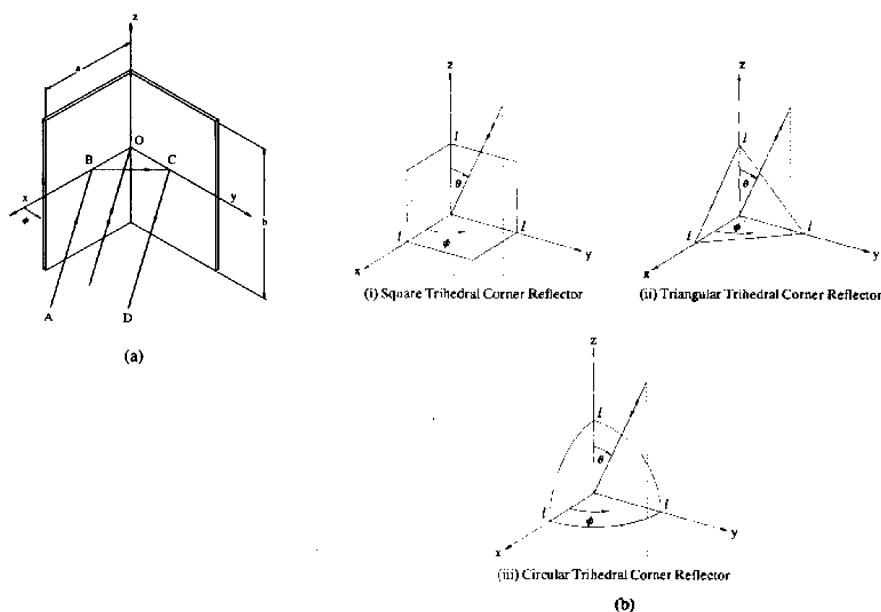


Figure 5.2: Corner Reflector types

מבני מתכת המורכבים משני משטחים (dihedral) להחזר במישור (איור 5.2), או

שלושה משטחים (trihedral) להחזר במרחב (איור b).

יתרונות: פשטות, אמינות, מחיר נמוך, ניתן לרכישה "היישר מהמדף".
חסרונות: תחום זוויות אפקטיביות קטן מאוד, בעיות מיקום גיאומטריות במזל"ט.

Table 3.1
Dihedral Corner Reflectors

Particulars	Radar Cross Section
Dihedral reflector Monostatic Broadside incidence	$\sigma \approx \frac{4\pi A_e^2}{\lambda_0^2}$ (A_e = area of projected aperture on the incident ray)
Dihedral reflector Monostatic Angular coverage $\pm 30^\circ$	$\sigma = \frac{4\pi a^2 b^2 \sin^2(\pi/4 + \phi)}{\lambda_0^2}$ (see Figure 3.1(a)) First-order PO formula. Polarization effects not accounted for.
Dihedral reflector Bistatic	$\sigma(\beta) = \sigma(0) e^{-2\nu\beta}$ β = bistatic angle ν = design parameter given by Peter's design curve [1]

Table 3.2
Comparison of Trihedral Corner Reflectors

Trihedral Corner Reflector Type	Maximum RCS	Average RCS	Angular Coverage	RCS as a Function of θ, ϕ
Square	$\sigma = 12 \pi a^4 / \lambda_0^2$	$\langle \sigma \rangle = \frac{0.7 a^4}{\lambda_0^2}$	25° cone about symmetry axis	(a)
Triangular	$\sigma = \frac{4 \pi a^4}{\lambda_0^2}$	$\langle \sigma \rangle = \frac{0.17 a^4}{\lambda_0^2}$	40° cone about symmetry axis	(b)
Circular	$\sigma = \frac{15.6 a^4}{\lambda_0^2}$	$\langle \sigma \rangle = \frac{0.47 a^4}{\lambda_0^2}$	32° cone about symmetry axis	—

Notes: The PO formulas are from [1].

(a) = The RCS with θ, ϕ near symmetry axis (or, $\theta \approx 54^\circ - 74^\circ$, $\phi \approx 45^\circ$):

$$\sigma(\theta, \phi) = \frac{4 \pi}{\lambda_0^2} \cos^2 \theta (4 - \cos \phi)^2 a^4$$

(b) = The term σ represents the side. The RCS with θ, ϕ for angles near grazing symmetry axis:

$$\sigma(\theta, \phi) \approx \frac{4 \pi}{\lambda_0^2} \left[\cos \theta + \sin \theta (\sin \phi + \cos \phi) - 2 (\cos \theta + \sin \theta (\sin \phi + \cos \phi)^{-1}) \right]^2$$

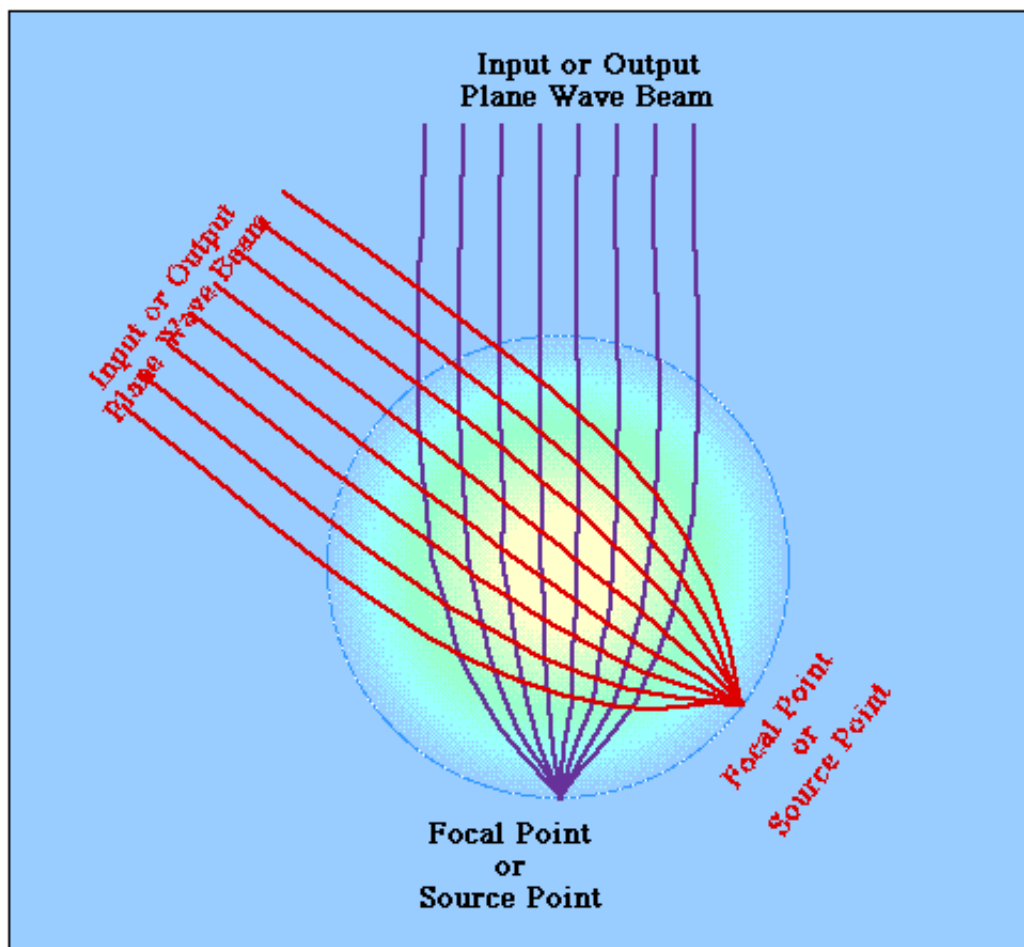
5.3.2 עדשות לונברג Luneberg Lenses

מבחינה תיאורטית בעדשת לונברג מקדם השבירה משתנה לאורך הרדיוס בצורה רציפה מ-2 במרכז ועד 1 במעטפת החיצונית, על פי הנוסחה:

$$n = 2 - \left(\frac{r}{l}\right)^2$$

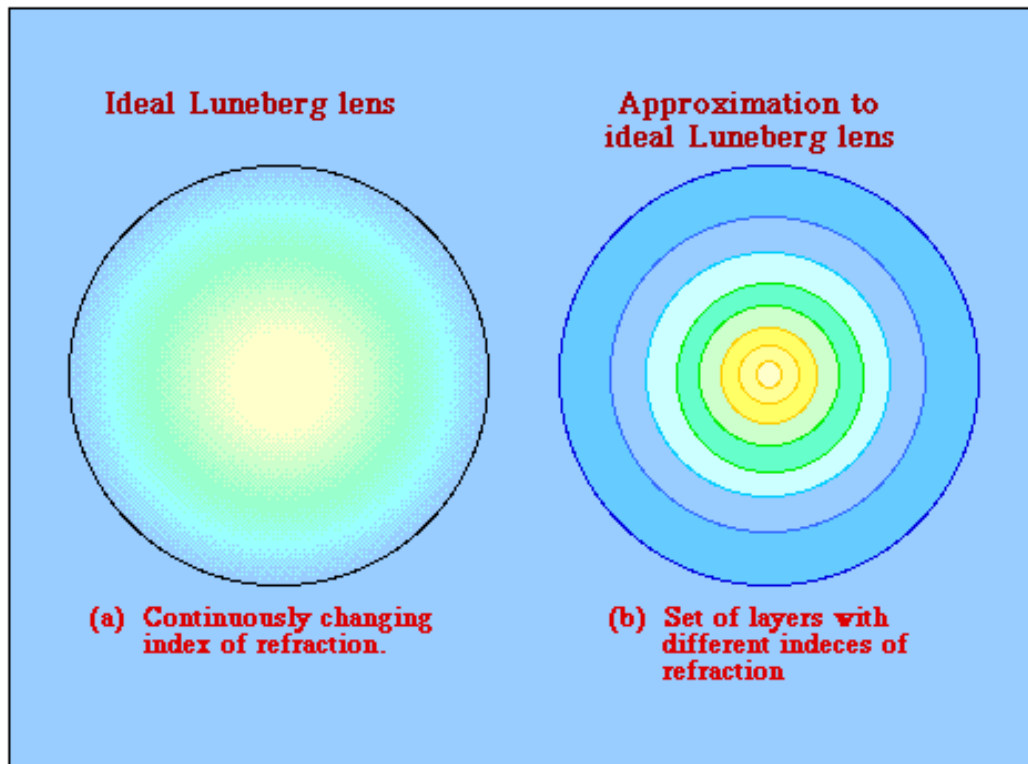
באופן זה מתקבל מוקד העדשה מול המקור, כך שהחזר הוא בכיוון המקור. החזר המקסימלי של עדשת לונברג (הגבר השח"ם המקסימלי שהיא תורמת) ניתן לחישוב על פי הנוסחה:

$$\sigma_{max} = \frac{4 \pi^2 a^2}{\lambda_0^4}$$



בפועל מייצרים עדשה המורכבת ממספר קליפות בעלות מקדם שבירה משתנה, ככל שמספר השכבות גדל (וההפרש בין מקדמי השבירה של כל שכבה קטן) כך קטנים אפקטי השבירה בין שכבה לשכבה, וביצועיה של העדשה מתקרבים

לביצועים התיאורטיים.



במידה ודרוש החזר רק בחלק מהמרחב ניתן להשתמש בשתי גרסאות מעט שונות המשפרות את ביצועי העדשה. אופציה אחת היא לייצר חצי עדשה הסגורה עם משטח מתכתי מחזיר, אופציה שנייה היא לכסות חלק מהמעטפת החיצונית האחורית של העדשה בכוס מתכתית מחזירה. על עיקרון עדשת לונברג מבוססים פתרונות מסחריים רבים להגברת שח"ם.

יתרונות: אמינות, תחום זוויות אפקטיביות רחב יחסית, ניתן לרכישה "היישר מהמדף".

חסרונות: מחיר גבוה יחסית.

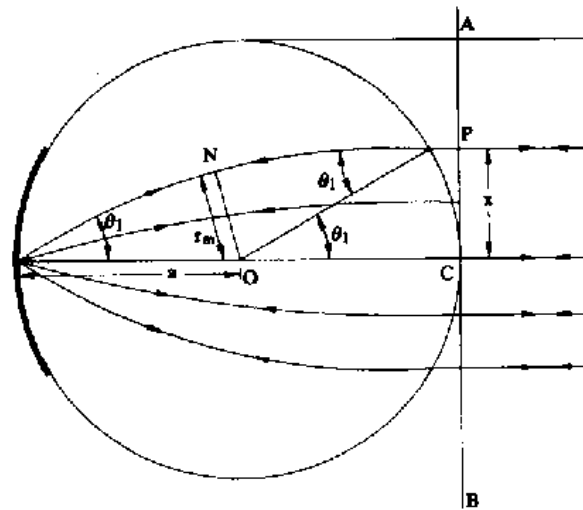


Figure 3.11 Luneberg lens with a reflector cap for RCS enhancement.

5.3.3 כרטיסים מגדילי שח"ם Retro-reflector circuits

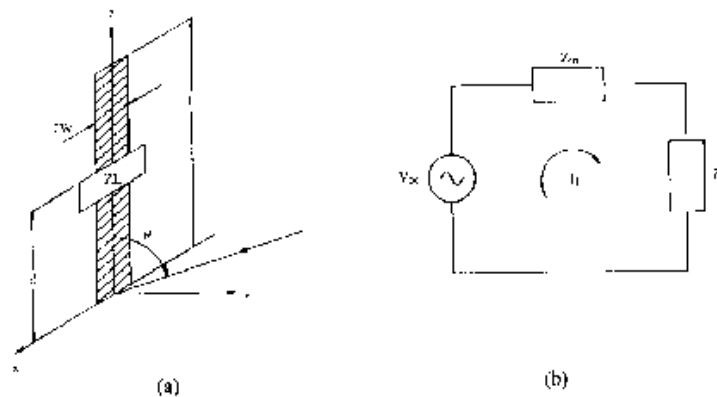


Figure 3.13 The (a) loaded strip dipole and (b) its equivalent circuit.

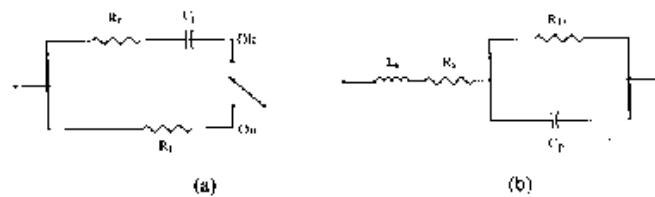
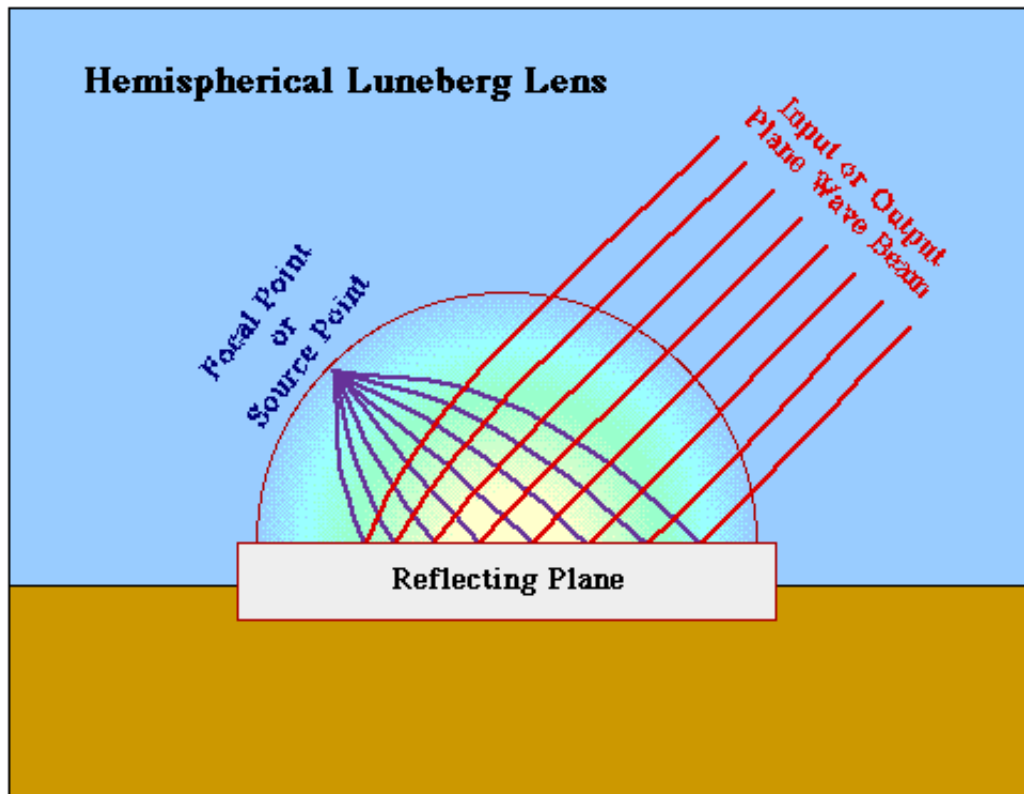


Figure 3.14 Equivalent circuits of x-band diodes: (a) beam-lead PIN, where $R_r = R_f = 7 \Omega$, $C_i = 0.03 \text{ pF}$; and (b) negative resistance diode, where $L_s = 0.25 \text{ nH}$, $R_s = 1 \Omega$, $R_D = -200 \Omega$, $C_p = 0.25 \text{ pF}$ (from [12]).



כרטיס עם רכיבים אלקטרוניים ללא מקורות מתח חיצוניים, המחזיר את הקרינה הפוגעת בו. במידה ויש צורך בהגדלת שח"ם נקודתית ניתן לחבר את הכרטיסים בתמסורת, כך שקרינה שנקלטת תוחזר במקום הנדרש, יישום זה נקרא אנטנת ואן-אטא (Van-atta antenna). הגבר השח"ם באנטנת ואן-אטא ניתן לחישוב לפי הנוסחה:

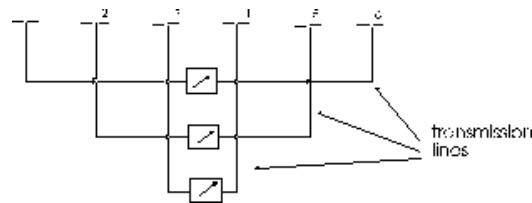
$$\sigma = \frac{\lambda^2 G(\theta, \phi)^2}{4\pi}$$

$$G(\theta, \phi) = N \cdot g(\theta, \phi)$$

(5.2)

Rozendal associates Inc.	יצרן:
127mm	קוטר:
0.9072kg	משקל:
	הגבר:
$0.2 - 0.3m^2$	$2GHz - 4GHz$
$2 - 3m^2$	$8GHz - 12.5GHz$
120°	זווית כיסוי:

Table 5.1: Lens Reflector data

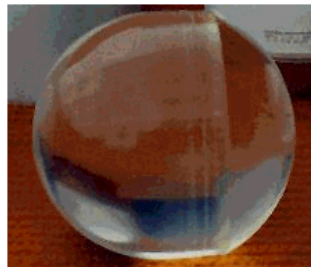


יתרונות: מחיר נמוך, אמינות, יכולת התאמה לגיאומטרית המזל"ט.
חסרונות: צריך להזמין בתכנון ייחודי, לא ניתן לרכוש "היישר מהמדף".

5.4 ההתקנים שנבחרו עבור ה- EWAL-UAV-2000

5.4.1 Lens Reflector

העדשה שנבחרה היא עדשה מסחרית המבוססת על עקרון עדשת לונברג, העדשה תמוקם בחלק הקידמי של המזל"ט.



מס' יחידות	מחיר ליחידה [\$]
1	1000
5	1000
50	600
100	534

Table 5.2: Lens Reflector prices

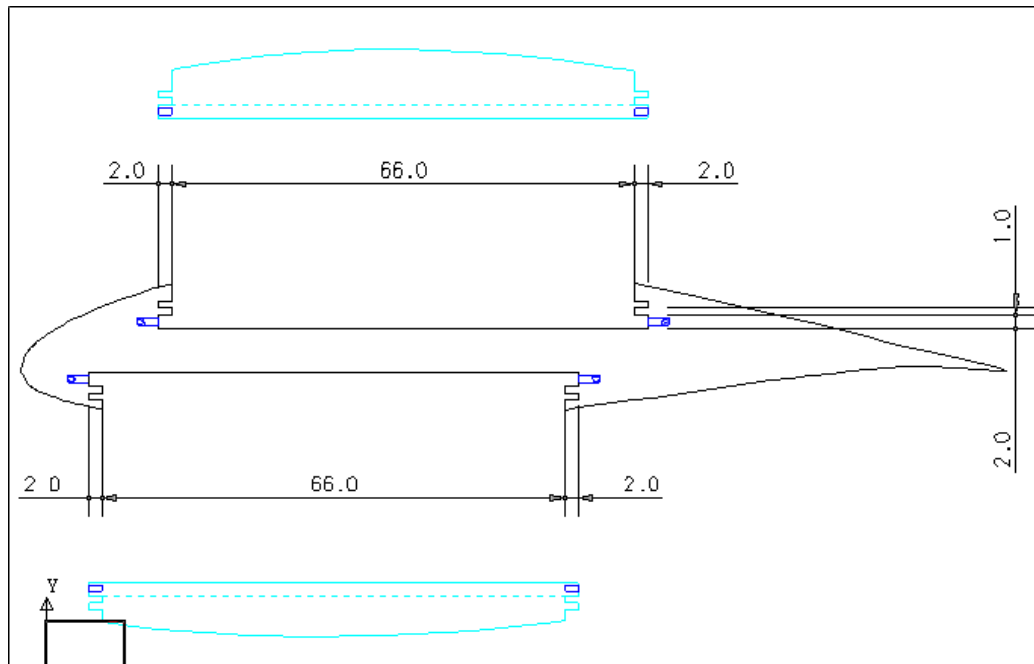
5.4.2 Retro-reflector circuits

הכרטיסים יוזמנו מספק חיצוני בממדים: $500mm \times 70mm \times 2mm$.
 הכרטיסים ימוקמו לאורך הכנפיים בחלק העליון ובחלק התחתון של כל כנף (4 כרטיסים למזל"ט) בתעלה שהוכנה עבורם ויכוסו בשכבת פרספקס שקופה אל-קטרומגנטית.

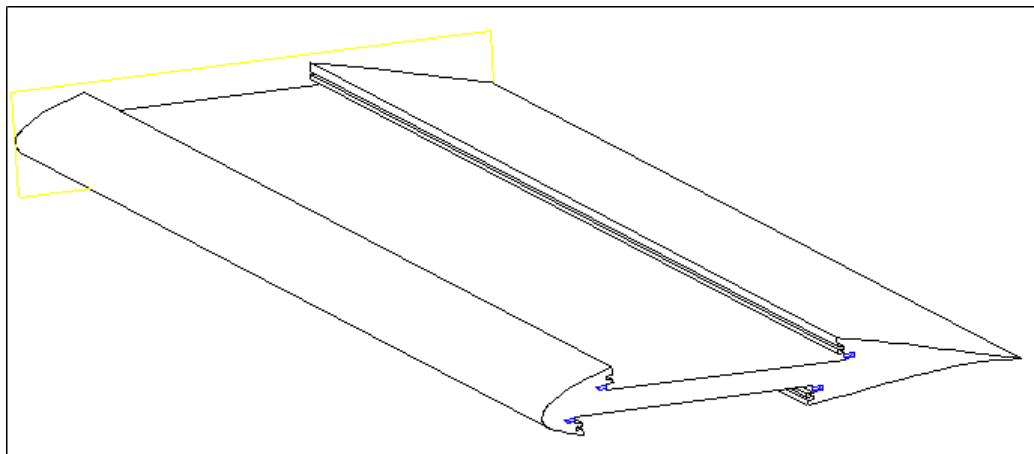
התאמת הכנף להתקנת הכרטיסים:

כל כנף מורכבת מחלק בסיס העשוי אלומיניום ושני כיסויי פרספקס עליון ותחתון שכאשר הם מורכבים יחד נשמרת גיאומטריית הפרופיל, ונוצר חלל פנימי המתאים לממדי הכרטיס. יריעות הפרספקס מוחזקות בקצוות הכנף על ידי פנינים.

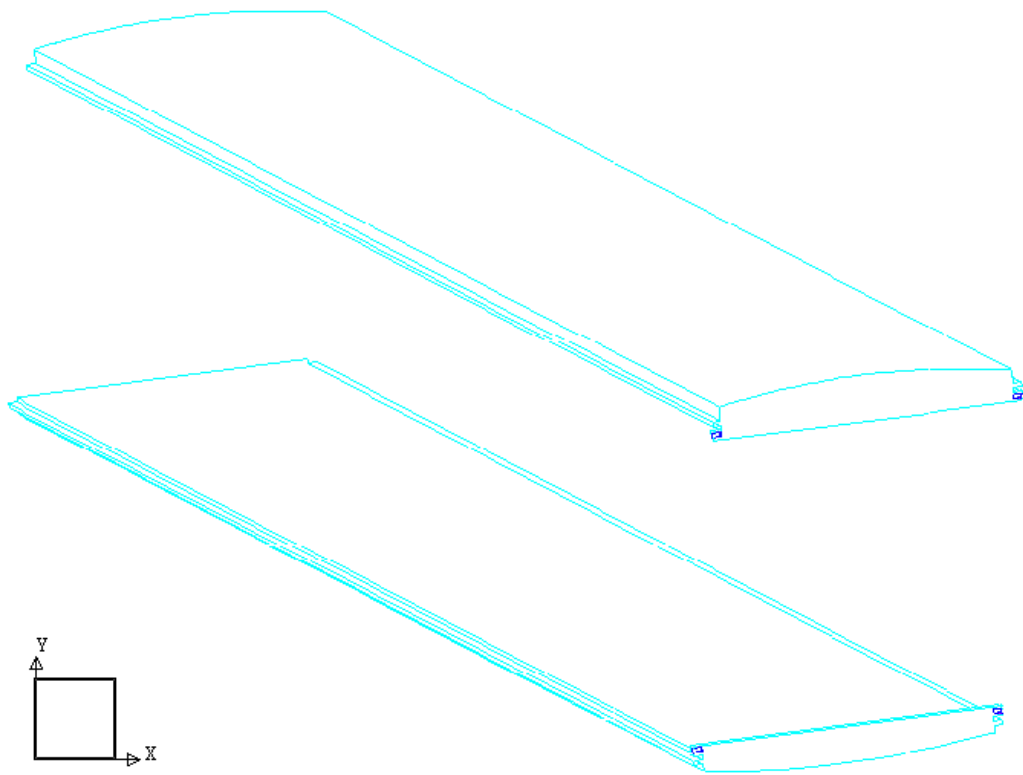
מבט צד של הכנף והכיסויים:



איזומטריה של הכנף הבסיסית:



איומטריה של הכיסויים:



פרק 6

ניתוח עלויות

6.1 מבוא

פרויקט "EWAL UAV 2000" הוא פרויקט למזל"ט ששימושו הוגדר סימולצית מטוס קרב / תקיפה והטית מערכות ההגנה של אויב. למזל"ט אין יכולת חזרה, לכן הערכת עלויות של הפרויקט הינה בעלת חשיבות עליונה. ניתן לפרט את עלות הפרויקט ל- 3 חלקים עיקריים: פיתוח, ייצור ואחזקה. ניתוח התבצע בשתי גישות:

1. חישוב פרמטרי בעזרת DAPCA-IV

2. חישוב על סמך ניסון קיים (בהדרכת המנחה של הפרויקט).

להלן חישוב עלות של כל אחד מהחלקים.

6.2 חישובים

פיתוח:

עלות הפיתוח כוללת עלות פיתוח הנדסי, עלות ניסויי טיסה + ייצור מזל"ט ניסוי ועלות בקרת איכות. את התרומה של כל המקדמים האלה ניתן לסכם למקדם הנקרא (RDT&E (Research, Development, Test and Evaluation). לצורך חישוב המקדם נשתמש במודל DAPCA IV המעודכנת, אשר נבנתה ע"י Rand Corporation:

$$RDT\&E = H_E R_E + H_Q R_Q + H_M R_M + C_D + C_F + C_M$$

כאשר:

שעות ההנדסה שהושקעו בתכנון המטוס: $H_e = 4.86W_e^{0.777}V^{0.894}Q^{0.163}$ עלות שעת עבודה הנדסית: $R_E = 50\$$ מספר שעות בקרת איכות המטוס: $H_q = 0.133H_M$ עלות שעת בקרת איכות: $R_q = 45\$$ מס' שעות שהושקעו בהכנת ייצור מטוסי ניסוי: $H_T = 5.99W_e^{0.777}V^{0.696}Q^{0.263}$ עלות שעת עבודה בהכנת ייצור: $R_T = 30\$$ מס' שעות העבודה שהושקעו בבניית המטוס: $H_M = 7.37W_e^{0.82}V^{0.484}Q^{0.641}$ עלות שעת העבודה בבניית המטוס: $R_M = 25\$$ עלות ייצור החלקים הנדרשים במהלך הפיתוח: $C_D = 45.42W_e^{0.63}V^{1.3}$ עלות ניסויי טיסה: $C_D = 1243.03W_e^{0.325}V^{0.822}FTA^{1.21}$ עלות הציוד והחומרים הדרושים לבניית המטוס: $C_M = 11W_e^{0.921}V^{0.621}Q^{0.799}$ משקל של המטוס ריק: $W_e = 61.73lbs = 28kg$ מהירות מירבית: $V = 420kts (0.65Mach)$ כמות המטוסים המיוצרים לצורכי פיתוח: $Q = 6$ מספר ניסויי טיסה: $FTA = 12$

אחרי החישוב מתקבל:

Cost (in millions \$)	
1.34	עלות הנדסה
0.04	עלות בקרת איכות
0.214	עלות הכנת ייצור מטוסי ניסוי
0.166	עלות עבודה בבניית מטוסי ניסוי
0.953	עלות ייצור החלקים הנדרשים במהלך הפיתוח
10.64	עלות ניסויי טיסה
13.353	סה"כ

בהצבת הערכים האלה לנוסחה 1 התוצאה מתקבלת היא כמעט $13.4 \cdot 10^6 \$$. תוצאה זו גבוהה יחסית, ולכן יש צורך להשתמש בדרך אחרת לחישוב עלות המטוס. בטבלה הבאה מסוכמת עלות הפיתוח אשר שוחזרה בעזרת הערכת הע-

לות של כל שלב הפיתוח:

עלות פיתוח (non-recurring)		
עלות כוללת (\$)		
4356000		תכנון המטוס
3600000	עלות שעות ההנדסה	
90000	הוצאות מנהליות	
120000	הוצאות שכירות, תקשורת, וכו'	
150000	עלות החלקים הנדרשים במהלך הפיתוח	
396000	הוצאות בלתי-צפויות	
250000		בניית מטוס אב טיפוס
100000	עלות מבנה והרכבה	
150000	עלות מערכות ואינטגרציה	
3550000		ניסויי טיסה
1100000	עלות בניית מטוסי ניסוי (10)	
300000	עלות שעות טיסה	
450000	עלות המכשור הדרוש לניסויים	
750000	עלות עבודה של טייסים, מהנדסי ניסוי, טכנים, וכו'	
950000	עלות פיענוח, ניתוח והפקת לקחים להמשך ניסויים	
830000		ניסויי קרקע
200000	עלות בניית מטוסים לניסויי מבנה (2)	
250000	עלות בניית מתקני עזר לניסוי	
180000	עלות המכשור הדרוש לניסויים	
200000	עלות שעות עבודה של צוות ניסוי	
		בקרת איכות המטוס
307800	עלות צוות בקרת איכות המטוס	
9293800		סה"כ עלות פיתוח המטוס

עלות מטוס בודד כפונקציה של מספר המכירות (שבתומם עלות הפיתוח הראשונית מכוסה):

Production of Units					
#	Name	Unit Cost	Quantity	Installation	Total Cost
		(\$)		& Integration	(\$)
	Total Structure				2000
	Nose Cone				
	Wings				
	Fuselage				
	Tail Unit				
	Design				
	Painting				
UAV Systems Installation & Integration					
1	Nose Cone	800		500	1300
	Luneberg Lens		1		
	Radome				
	Van Ata Antenna System		1		
2	Avionics Bay	6500		1500	8000
	Sys40 Computer		1		
	Turn Coordinator		1		
	Roll Servo		1		
	GPS		1		
	Accumulator		1		
	Electric System		1		
3	Fuel Tank	500		200	700
	Fuel Tank		1		
	Fuel System		1		
4	Propulsion Module	6000		300	6300
	Engine SW B-45		1		
5	Wings System	120		50	170
	Folding Mechanism		1		
6	Reserve	1500			1500
	Total	20000			20000

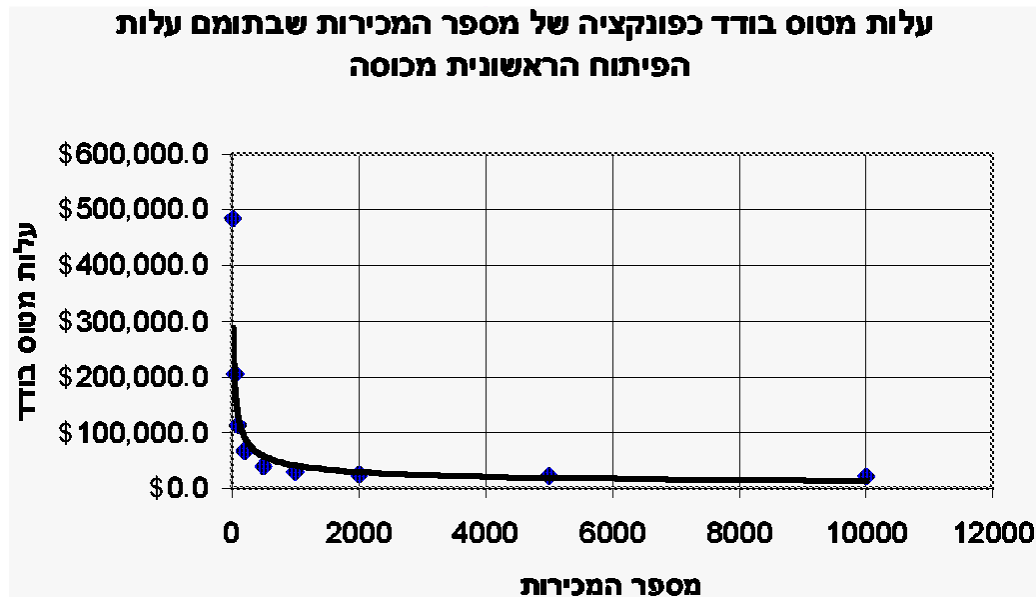
כדי לבחון מחיר מזל"ט בודד מתוך סדרת ייצור בוצע חישוב בו מחולקת עלות

פיתוח לכמות הפריטים ייצור סידרתי:

TOTAL DEVELOPMENT COST (Non Recuring)					9293800 \$
PRODUCTION COST (Recuring)					20000 \$
UNIT COST PER QUANTITY.					
	20				484690.0 \$
	50				205876.0 \$
	100				112938.0 \$
	200				66469.0 \$
	500				38587.6 \$
	1000				29293.8 \$
	2000				24646.9 \$
	5000				21858.8 \$
	10000				20929.4 \$

כפי שניתן לראות מהטבלה הנ"ל ומהגרף המצורף למטה עלות של מטוס בודד יורדת עם הגדלת מספר המכירות. ניתן להעריך, כי המחיר האופטימלי למטוס בודד הוא \$25,000. במקרה זה אחרי המכירה של בערך 2000 מטוסים (או 165

סטים של 12 מטוסים) יתחיל הרווח.



מקורות: Daniel P. Raymer, An Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, Second Ed.

פרק 7

סיכום

מצב הפרוייקט לאחר שני סמסטרים כנגד הגדרות המפרט הטכני:

ממשק חיבור למטוס נושא (F-16)

- חיבור של 10 מזל"טים ל-F-16 ע"י TER (Tripple Ejector Rack) - ניתן לחבר 12 מזל"טים ב-4 נקודות תלייה
- חיבור ל-TER ע"י טפסים "14 סטנדרטיים - כן
- מרכז הכובד בהתאם לדרישות MIL STD - כן
- מרווחים וקוי קרקע בהתאם לדרישות MIL STD - כן

שיגור

- ממוטוס נושא מגבהים נמוכים וגבוהים

ממערכת בקרה

- יכולת טיסה אוטונומית עם מסלול מתוכנת ובקרה עצמית לדימוי מטוס מאוי-יש - נבחרה מערכת קיימת זולה יחסית.
- תכנות המסלול תוך 30 שניות - כן
- שהייה באוויר 30 דקות

נתוני טיסה

- גובה טיסה $10000 - 30000 [ft]$
- מהירות שיגור עד $0.95 Mach$

יכולת תמרון

- מהלך תמרונים מתוכנת: פניות של 30° , 45° , 60° לאורך 1-4 מיילים ימיים - כן
- זמני תמרון: 12,60,120,180,240,300,360,420 שניות - כן
- טווח מירבי של 76 מיילים ימיים ללא תמרון

חתימת מכ"ם

- הגברת חתימה אקטיבית/פסיבית להדמיית מטוס קרב אמיתי - נבחרו אמצעי אקטיבי (עדשת לונברג) ואמצעי פסיבי (אנטנת ואן-אטא)

משקל מירבי

- 100[1b] - הערכת משקל במצב נוכחי אינה חורגת בהרבה מהדרישות

תחזוקתיות

- בדיקת תקינות תוך 15 שניות

יכולת נחיתה

- אין

מחיר מטרה

- \$20000 לית' בייצור סידרתי - מחיר של \$25000 נראה כמחיר מטרה ריאלי

פרק 8

תודות

אנו אסירי תודה ל:
דר' יובל לוי על עזרתו ותוכניות מחשב בתחום ה-CFD
דר' חיים אברמוביץ' על עזרתו בתכנון מנגנון פתיחת כנפיים מר יאיר מור-יוסף
על עזרתו ביצירת רשת לחישובי ה-CFD בתוכנית GRIDGEN
מר שבתאי תימורז מחברת ראדום על עזרתו בניתוח מודל אלמנטים סופיים
ותוכנת NASTRAN

פרק 9

משתתפים

מנחה: מר' דרור ארצי

בליצקי איליה
בקשי אנטולי
בר-אור דורי
וולדמן מקסים
ורונו מיכאל
מינדליס יעקב
מנוב יבגני
עבדאלחק באסיל
פרומנוב ליאוניד
קריקון איליה
רמקוביץ' וולדיסלב
שויחט זאב