

## תוכן עניינים

3	1. תקציר.....
4	2. צוות הפרויקט.....
5	3. תיאוריה של אפקט הקרקע (Ground effect).....
6	4. יתרונות וחסרונות של אקרנופלנים (ekranoplans).....
9	5. סקר אקרנופלנים קיימים.....
18	6. מאפיינים של 'שמשון'.....
	7. תכן תצורה ראשוני –איטרציה 0
20	משקל המטוס.....
21	מהירות הטיסה.....
24	הנעה.....
24	בחירת תצורת המטוס.....
24	בחירת פרופיל הכנף.....
25	תצורה ראשונית.....
	8. איטרציה ראשונה
27	תנאי טיסה- גובה הגלים.....
32	שטח הכנף ו AR.....
36	גוף ומטען מועיל.....
41	מודל כוחות אווירודינמיים.....
45	סימולצית המראה.....
49	תצורת מנועים.....
59	משקלים במטוס.....
62	סידור תא טייס.....
66	התפתחות תצורת גוף.....
	9. ניסוי מנהרה
70	מטרות הניסוי.....

70.....	תכנון דגם הניסוי.....	
72.....	מהלך ניסוי מתוכנן.....	
73.....	מהלך ניסוי בפועל.....	
80.....	ניתוח תוצאות.....	
86.....	מסקנות.....	
	איטרציה שנייה	10.
87.....	10.1 תצורת מנועים.....	
95.....	10.2 גוף ומטען מועיל.....	
96.....	10.3 תצורת גוף.....	
	מבנה המטוס והעומסים הפועלים עליו	11.
99.....	11.1 עומסים הפועלים על המטוס.....	
103.....	11.2 מבנה הגוף.....	
109.....	11.3 מבנה הכנף.....	
122.....	סידור מערכות מטוס.....	12.
126.....	השוואה למטוסי תובלה קיימים.....	13.
127.....	הערכת מחירים.....	14.
128.....	התצורה הסופית של המטוס.....	15.
130.....	המלצות לעתיד.....	16.
132.....	סיכום.....	17.
133.....	מקורות.....	18.
134.....	נספחים.....	19.

## 1. תקציר

במסגרת פרויקט תכן 7-8 החלטנו לתכנן מטוס הטס באפקט קרקע. ערכנו סקר ספרות ובחרנו לתכנן מטוס תובלה ימי גדול. הגדרנו לעצמנו דרישות לטווח, מהירות טיסה, משקל מועיל וכדומה. ביצענו תכן ראשוני מקיף שהוצג ב-PDR בסוף סמסטר 7. בסמסטר 8 ביצענו תכן ואנליזות מפורטות של חלקים נבחרים במטוס עד לקבלת התצורה הסופית. במהלך התכנון המטוס עבר מספר תצורות. במהלך השנה תכננו וביצענו ניסוי מנהרה במטרה לחקור את אפקט קרקע. העבודה הזאת מציגה את כל תהליך התכנון ופיתוח של המטוס. בבחירות דמוקרטיות (אך לא חשאיות) בחרנו לקרא למטוס "SAMSON"

### תודות:

- תודה למר שבתאי תימורז מהתע"א על עזרתו בנושא אנליזות חוזק ומודל אלמנט סופי.
- תודה למר מוטי רינגל על עזרתו וסבלנותו בתכנון וביצוע ניסוי המנהרה.
- תודה למר דרור ארצי מנחה הפרויקט על הנחיתו המקצועית.

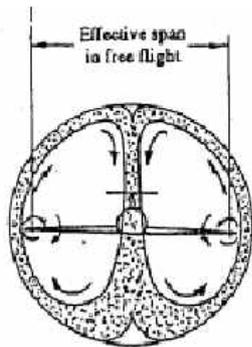
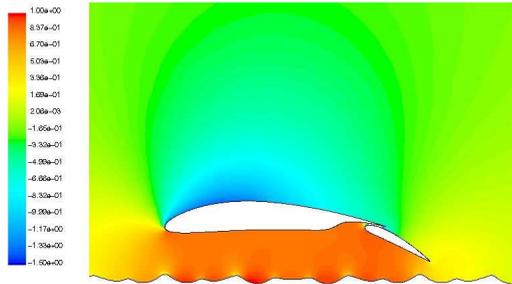
## 2. צוות הפרויקט

Baruch Gaiduk	ברוך גיידוק
Evgeny Yujelevski	יבגני יוז'לבסקי
Olga Markovich	אולגה מרקוביץ'
Arie Prosvetov	אריה פרוסבטוב
Daniel Kutikov	דניאל קוטיקוב
Alexander Klebanov	אלכסנדר קלבנוב
Inna Kaprovsky	אינה קפרובסקי
Alexei Rosich	אלכסיי רוסיץ'
Roman Reitbort	רומן רייטבורט
Evgeny Shavelzon	יבגני שבלזון
Joseph Shamenzon	יוסף שמנזון
Dror Artzi	<u>מנחה:</u> דרור ארצי

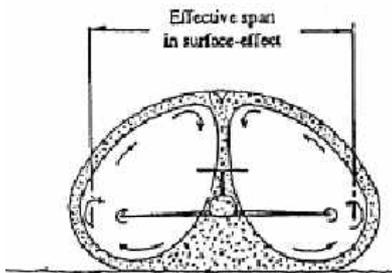


### 3 תיאוריה של אפקט קרקע:

מאז ומתמיד טסות ציפורים מעל הקרקע. אנשים חשבו שכנראה זה נוח להם יותר ולכן התחילו לחקור את הטיסות הנמוכות (הרי אנשי התעופה תמיד מנסים לחקות את הציפורים) וכבר בשנות השלושים של המאה הקודמת נערכו ניסויים בהם ראו שהקרבה לקרקע גורמת לשבירה של מערבולות קצה הכנף וזה גורם לירידה משמעותית בגרר. כמו כן באפקט קרקע נוצרת כרית אוויר- תופעה שבה הלחץ בחלק התחתון של הכנף גדל והלחץ בחלק העליון נשאר ללא שינוי וזה מגדיל את כוח העילוי של הכנף. כאן ניתן לראות הדמיה של כרית אוויר:



להלן הסבר נוסף לתופעת אפקט הקרקע אם נניח שגוש האוויר הסובב את הכנף נשאר קבוע אזי בהתקרבות לקרקע גוש האוויר שמתחת לכנף מקבל נפח פחוס ולכן המוטה האפקטיבית של הכנף גדלה מה שגורם לעלייה של מנת המימדים של הכנף וכתוצאה מזה גם עלייה בעילוי.



## 4. יתרונות וחסרונות של אקרנופלנים (ekranoplans)

### הגדרת מושגים

אקרנופולן (Ekranoplan) – כלי טייס (בד"כ ימי) המיועד לשייט בגובה נמוך מאוד תוך כדי ניצול אפקט קרקע לשם הגדלת יעילות. מקור השם ברוסית, כי המילה ekran (экран) - פירושה "מסך" ואילו אפקט קרקע מכונה ברוסית "אפקט המסך" (экранный эффект). בספרות בשפת האנגלית כלים כאלה לרוב נקראים (Wing-In-) WIG או (Ground-effect craft) WISE או (Wing-In-Surface-Effect craft) WISE. להלן בטקסט לשם קיצור נשתמש במונח WIG.

שני שיקולים עיקריים הובילו לפיתוח WIG, כאשר את אנשי הנדסה ימית הניע רצון להגדיל מהירות אניות ואת אנשי נתעופה – רצון להגדיל יעילות כלי טייס.

ל- WIG יתרונות ברורים יחסית לאוניות והן יחסית למטוסים רגילים.

יתרונות יחסית לאוניות:

- ניתן להשיג מהירויות גבוהות יותר ויעילות טובה יותר הכלי שייט מהירים אחרים
- רמת נוחיות משופרת (אין השפעת גלים על הנוסעים והצוות)
- רדיוס פניה קטן ביחס ל-hovercraft

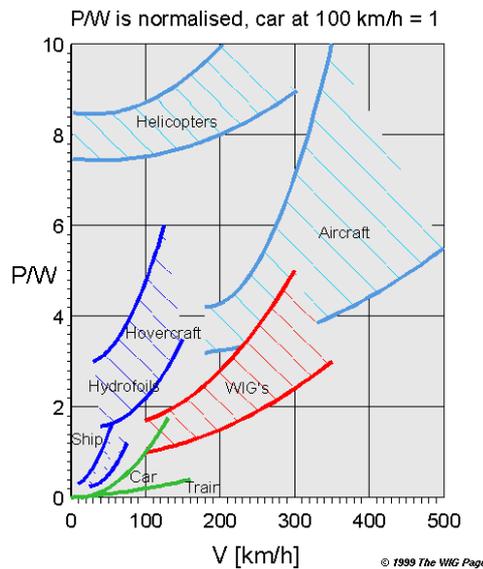
יתרונות יחסית לכלי טיס אחרים:

- יעילות גבוהה הודות לאפקט קרקע
- אין צורך בדיחוס התא
- בשיוט מעל מים – אפשרות נחיתה חירום בכל מקום

מבין אלה השיקול העיקרי – יעילות גבוהה. התרשים הבא ממחיש יעילות של WIG בהשוואה לכלי תחבורה אחרים.

בתרשים ציר האורדינטות נותן יחס הספק/מהירות מנורמל. ככל שכלי תחבורה נמצא נמוך יותר בגרף – יעילותו יותר גבוהה.

Required power for different transport modes



איור 1: הספק סגולי דרוש עבור כלי תחבורה

ניתן לראות ש-WIG ממלאים את טווח המהירויות שבין אוניות ומטוסים ויחד עם זאת יותר יעילים מכלי שיט מהירים (hovercraft ו-hydrofoils) ומרוב המטוסים (ובוודאי יותר יעילים ממסוקים).

עם זאת, ישנם גם חסרונות או אתגרים מיוחדים בפיתוח.

- אפשרות לטוס רק מעל משטח חלק – מה שמכתיב דרישה לטוס מעל אזורי מים בלבד
- רגישות לתנאיי מזג האוויר, במיוחד לגובה הגלים. ברוב המקרים זה יחייב לטוס רק מעל אגמים וימים פנימיים במזג אוויר נאה
- מהירות שיוט יחסית נמוכה בגלל טיסה בגובה נמוך ואילוצים אחרים
- נדרשים מנועים חזקים להמראה מהמים שמהווים משקל מת בזמן שיוט
- תצרוכת דלק גבוהה בגלל שיוט בגובה נמוך
- קשיים אופייניים למטוסים ימיים:
  - נדרש גוף מחוזק ובעל צורה לא-אווירודינמית לצורך המראה ונחיתה במים
  - נדרשים חומרים עמידים לקורוזיה ואורך החיים יהיה קצר בגלל השימוש בסביבה לחה
  - שחיקה מהירה של מנועים עקב נוכחות של לחות ומלח

- נושא של תשתיות אינו חד-משמעי. מצד אחד WIG לא דורשים שדות תעופה, מצד שני נדרשים מתקנים מיוחדים לצורך טיפול יעיל ב-WIG גדולים המובילים מטען.
- קשיים ברישוי ורישום בגלל חוסר נהלים ותקנים הנוגעים לכלי טיס כאלה

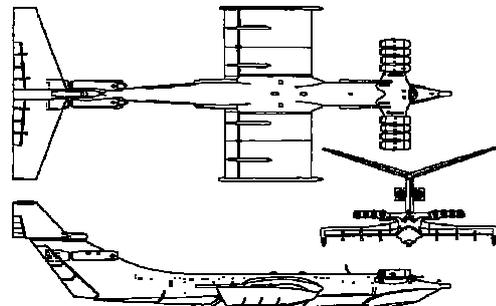
## 4. סקר אקרנופלנים קיימים

אף על פי כל הקשיים, היסטוריה של WIG מונה כבר מעל 70 שנה. אנשי התעופה היו מודעים לקיום של אפקט קרקע בערך משנות ה-20 של המאה שעברה. טייסים ידעו לנצל אותו כשחצו את האוקיאנוס האטלנטי במטוסים ימיים. היו מטוסים שלא היו מסוגלים להתרומם מעל אפקט קרקע כל עוד מיכליהם היו מלאים בדלק. לעתים טייסים היו נעזרים באפקט קרקע על מנת להגיע לחוף לאחר כשל של אחד מהמנועים.

נסיונות מכוונים לפתח כלי טיס המיועד לטוס באפקט קרקע החלו כבר בשנות ה-30. ככל הנראה הראשון בתחום היה מהנדס פיני קָאָרִיו (T. Kaario) שבנה דגם בלתי-ממונע ראשון בשנת 1932. עבודות נוספות בתחום התחילו בשבדיה ובארה"ב בשנות ה-40. ההתפתחות הכי מהירה היתה בשנות ה-60, כאשר רעיון של WIG התחיל לעניין את רוסיסלב אָלקסייב (Rostislav Alexeiev) בברה"מ ואת אלכסנדר ליפיש (Alexander Lippisch) בארה"ב.

\*\*\*

אלקסייב היה מהנדס מוכשר שהוביל עד אז לשכה לתכנן ספינות עם כנף תת-מימית בעיר גורקיי (היום – ניז'ני נובגורוד). במהירות רבה הוא תכנן סדרה של כלים נסיוניים שמשקלם תוך 5 שנים הגיע ל-550 טון! הדגם הגדול שנקרא KM (וקיבל במערב כינוי Caspian Monster) טס לראשונה בשנת 1966 מעל הים הכספי. ארכו היה 92 מ', מוטת כנפיו – 37 מ', הוא שייט במהירות 450 קמ"ש (240 קשר) בגובה 3-4 מ'. טיסות ניסוי של KM נמשכו עד שנת 1980 שבה נהרס בתאונה.

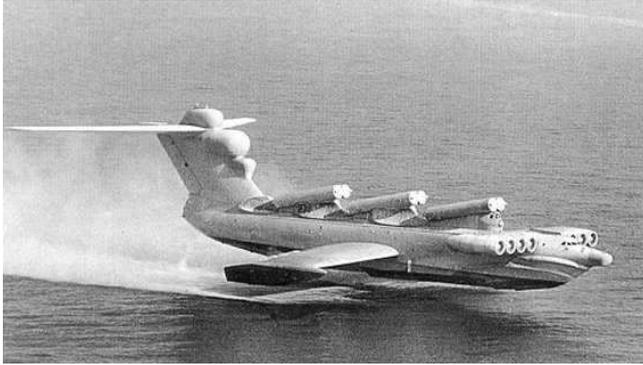
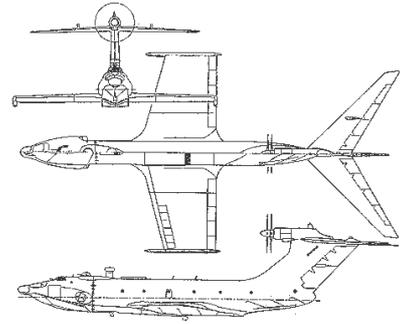


איור 1. שרטוט וצילום של KM

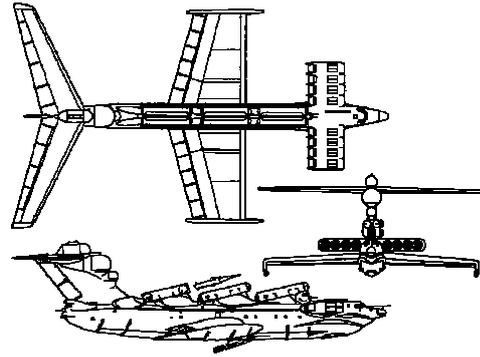
אחרי KM לשכתו של אלכסייב תכננה ובנתה WIG יותר קטנים. אחד מהם – Orlenok, WIG להנחתת כוחות המסוגל לשאת שני רכבים משוריינים ופולוגה של חיילים. Orlenok נבנה בשנת 1974, משקל המראה שלו היה 140 טון. השני – Lun', כלי מלחמה חמוש ב-6 טילים נגד ספינות בעל משקל מירבי 400 טון נבנה בשנת 1987.



איור 2. A-90 Orlenok



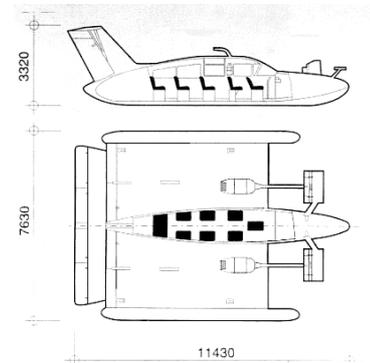
איור 3. Lun



ממשלת ברה"מ לא עודדה פיתוח כלי טיס בלתי שגרתיים כאלה ואף אחד מהם לא נבנה בכמויות גדולות עד התפרקות ברה"מ שבעיקבותיה כל העבודות בנושא הופסקו בשל חוסר מימון. טבלה הבאה מסכמת תכונות בסיסיות של הכלים שפותחו בלשכתו של אלקסייב:

Name	Dimensions, m	Max. Weight, ton	Cruising Speed, km/h	Range, km	Max. Wave Height, m
CM-1	20.0x1.0x1.4	2.8	250	-	0.5
CM-2	20.0x0.9x1.5	3.2	250	-	0.5
CM-2II7	19.4x0.9x1.6	6.3	300	-	1.0
CM-3	14.5x0.9x1.3	3.5	200	-	0.5
CM-4	20.0x0.9x1.96	4.8	300	-	1.2
CM-5, CM-8	24.5x9.5x5.5	8.0	300	-	1.2
KM	98x38x22	500	550	2000	3.5
YT-1	9.7x5.4x2.0	0.9	170	400	0.3
CM-6	31.0x14.8x7.85	26.5	300	1000	1.0
Orlenok	58.0x31.5x16.0	140	400	2000	1.5
Lun	73.8x44.0x19.0	400	550	2500	2.5
Strizh (training)	?x6.6x3.6	1.63	200	400	0.5
Volga-2 (recreational)	11.6x7.6x3.7	2.7	120	300	0.5

Volga-2 שמופיע אחרון בטבלה הינו WIG קטן (לשם שינוי) המיועד לשימוש פרטי או מסחרי. הוא נבנה בסדרה קטנה והיווה בסיס לחיקויים בסין. לא ידוע באיזו כמות נבנה TY-1, אך הוא היה בשימוש בקו תחבורה סדיר עוד בשנת 1999.



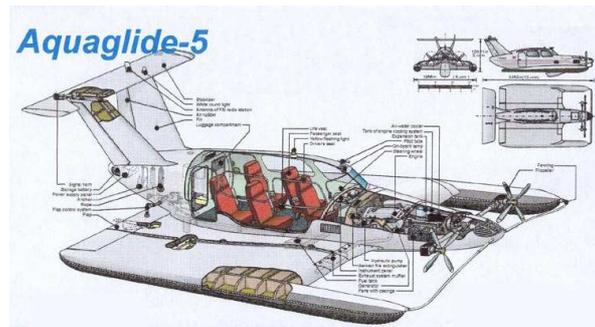
איור 4. Volga-2



איור 5. TY-1, Guangzhou Tianxiang WIG Craft Co., China

תצורתו של Orlenok גם נחשבת למוצלחת מאוד והיא זכתה להיות בסיס להמשך פיתוח ברוסיה, סין, יפן ומדינות אחרות.

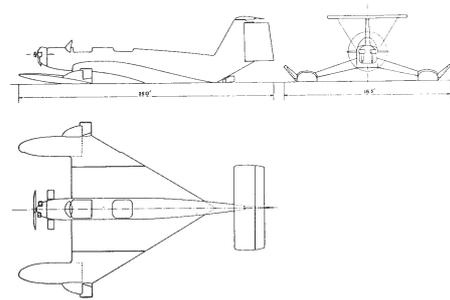
עוד יליד של המשפחה הינו WIG קטן לשימוש פרטי Aquaglide (הידוע גם בשם האב-טיפוס שלו Amphistar ובסימן מסחרי Xtreme Xplorer בארה"ב). הכלי הזה לא יכול לטוס מחוץ לאפקט קרקע ומסוגל לשאת טייס וארבעה נוסעים. Aquaglide יכול לנוע מעל מים רדודים, ביצה, שלג ולצאת נכוחות עצמו לחוף בעל שיפוע עד  $5^{\circ}$ . חברת Arctic Trade and Transportation Company מנסה לשווק את Aquaglide ברוסיה ובארה"ב.



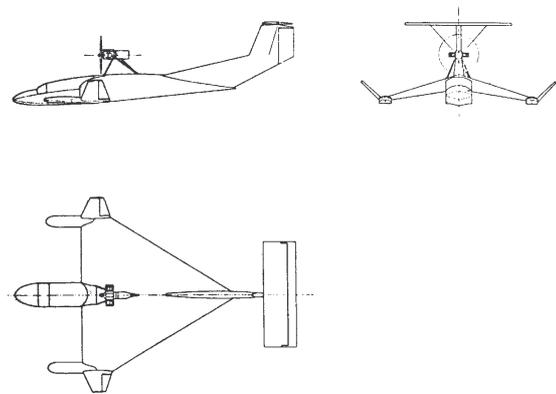
איור 6. Aquaglide-5

\*\*\*

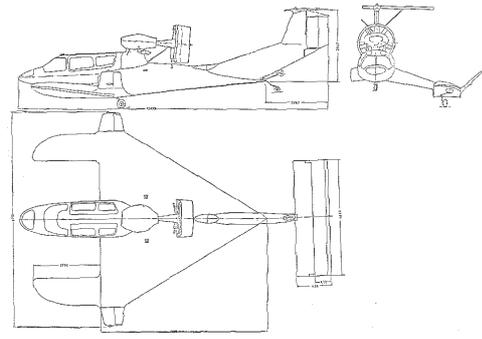
אלכסנדר ליפיש הגיע לתחום של WIG עם רקע בבניית מטוסים (הוא היה מהנדס גרמני ידוע שעבד בחברת מסרשמיט - מטוס רקטי Me-163 היה פיתוח שלו - ועבר לארה"ב אחרי מלחמת העולם השנייה) למרות שהרעיון עלה בראשו בזמן ניסוי סירה שהוא בנה עבור חברת Collins. ליפיש פיתח תצורה שונה של WIG שהתבססה על כנף "דלתא הפוכה". בהנחייתו בין שנות 1963 – 1977 פותחה סדרה של כלים שכללה את X-112, X-113 ו-X-114. למרות הצלחתם, לא הוזמן ייצור סדרתי של המטוסים האלה.



איור 7. X-112



איור 8. X-113



איור 9. X-114

הכלים של ליפיש היו מאוד יציבים, השיגו יחס עילוי-גרר של 23 באפקט קרקע והיו מסוגלים לטוס גם מחוץ לאפקט קרקע, אבל ביעילות הרבה יותר נמוכה. הרעיונות של ליפיש נתנו נקודת התחלה למשפחה גדולה של כלים שפותחו על-ידי חברות שונות במדינות שונות. להלן כמה דוגמאות טיפוסיות מהמשפחה הזאת.



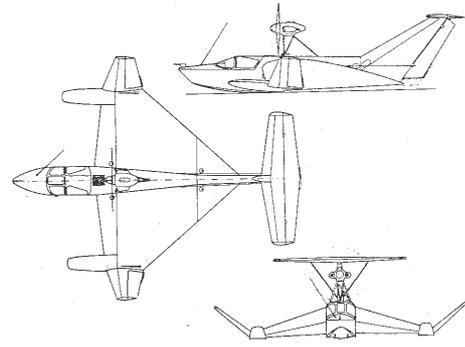
איור 10. Airfish 3, Fischer Flugmechanik/Rhein Flugzeugbau GmbH, Germany



איור 11. HW-2VT, Fischer Flugmechanik, Germany



איור 12. XTV-4, China Ship Scientific Research Centre



איור 13. Eska-1, Central Laboratory of Lifesaving Technology, USSR



איור 14. L-325, Flarecraft, USA

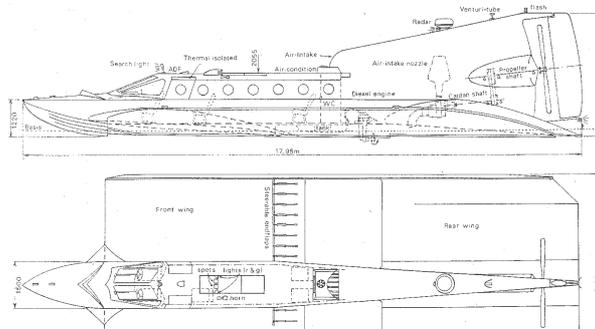


איור 15. FS-8, Fischer Flugmechanik/Airfoil Development GmbH/Flightship, Germany

אף WIG מהנ"ל לא זכה להצלחה מסחרית (למרות שרובם היו מוצלחים מבחינה טכנית) מלבד FS-8, שלו יש עדיין סיכוי להצליח. חברת Pacific Seaflight מתכננת להפעיל את FS-8 בטיסות סדירות באלסקה.

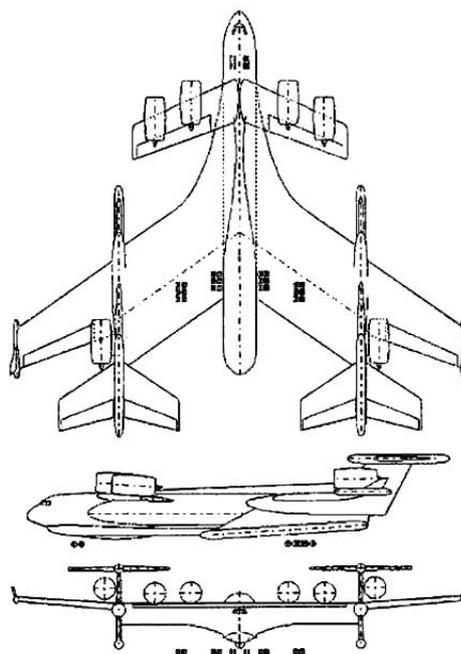
\*\*\*

כיוון אחר בבניית WIG (אלקסייב תחילה ניסה אותו, אך זנח לאחר מכן) – שימוש בזוג כנפיים בתצורת טאנדם. מהנדס גרמני גינטר יורג (Günter Jörg) בנה WIG ראשון שלו בתצורה כזאת בשנת 1974, ולאחר מכן החברה שהוא ייסד, BOTEK, פיתחה סידרה של כלים דומים עם מימדים הולכים וגדלים. WIG מהסוג הזה מתאפיינים באי-יכולת להתרומם מעל אפקט קרקע ועם זאת, יציבות גבוהה בתוך אפקט קרקע.



איור 16. TAF VIII-5

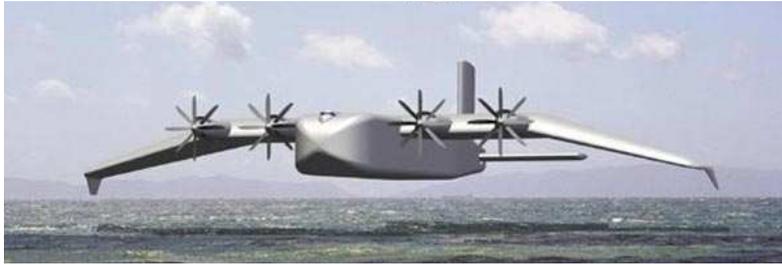
מבין הפרוייקטים של WIG מתוצרת חברות אחרות אי-אפשר שלא לציין תוכניות בניה של WIG ענקיים של חברות Beriev (רוסיה) ו-Boeing (ארה"ב). חברת Beriev הידועה במטוסים ימיים שלה ערכה ניסויים עם WIG עוד בשנות ה-60 של המאה הקודמת. לאחרונה היא גיבשה קונספט של WIG בעל משקל כולל של 2500 טון המצויד בשישה מנועי טורבו-מניפה.



איור 17. קונספט של Be-2500

הפרוייקט של Boeing מציע מטוס שישקול 3000 טון ויוכל לשאת מטען מועיל במשקל של 1400 טון. זה מאפשר, בין היתר, להוביל 17 טנקי מערכה בטיסה אחת! מוטת כנפיו של המטוס המכונה Pelican אמורה להיות יותר מ-150 מ' וארבעה מנועי טורבו-פרופ ענקיים אמורים להניע את המפלצת. Pelican מתוכנן להמראה ונחיתה בשדות תעופה

יבשתיים, ואף על פי שהוא ישיג טווח מירבי כאשר הוא משייט בגובה של 6 מטרים מעל הגלים, הוא יהיה מסוגל גם לטוס בגבהים של עד 20000 רגל כמו מטוס רגיל.



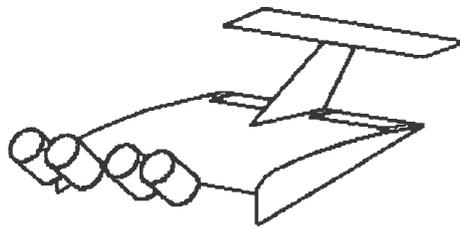
איור 18. Boeing's Pelican

\*\*\*

עד כה ראינו שלוש תצורות בסיסיות של WIG שנחשבות היום לתצורות קלסיות:

1. תצורת אקרנופולן (במובן הצר של המילה) הידועה גם כ-PAR-WIG (Power Augmented Ram Air ) (WIG).

#### Ekranoplan

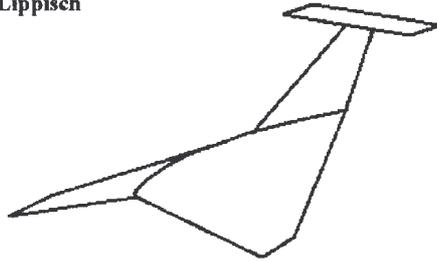


איור 19

התצורה הזאת מתאפיינת בכנף גדולה, כמעט מלבנית עם מנת מימדים נמוכה (מספרים אופייניים בטווח 1 – 4). בתצורה הזאת משיגים מהירות המראה נמוכה בעזרת אפקט כרית אוויר (איזור לחץ גבוהה) מתחת לכנף. לשם כך נועדו לוחות קצה כנף (או מצופים שממלאים תפקיד דומה), מדפי שפת זרימה ומנועים שמזריקים אוויר מתחת לכנף בשלב ההמראה. אלה יכולים להיות מנועיי המראה מיוחדים עם וקטור דחף קבוע (כמו ב-Orlenok) או מנועים עם וקטור דחף מתכוונן (כמו ב-Aquaglide). לצורך קיזוז המטוס נדרש מייצב אופקי גדול.

2. תצורת כנף דלתא הפוכה המכונה גם תצורת ליפיש.

Lippisch

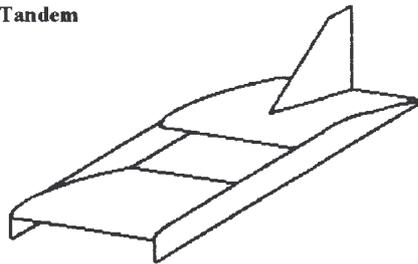


איור 20

התצורה מבוססת, כפי שמרמז השם, על כנף בצורה של דלתא הפוכה – עם שפת זרימה משוכה קדימה ואם אנהדרל חזק. התצורה הזאת מקנה למטוס תכונות יציבות טובות ולא דורשת משטח זנב כל כך גדול כמו PAR-WIG. בתצורה הזאת אין יתרון בהתקנת מנועים לפני הכנף והמנעים בד"כ מסוג דוחף ומותקנים בחלק אחורי של הגוף.

3. תצורת טאנדם או תצורת יורג.

Tandem



איור 21

במקרה הזה העילוי מייצרות שתי כנפיים המותקנות אחת אחרי השניה. זוויות הצבה של הכנפיים גורמות לכלי להיות יציב בעילרוד ובגובה באופן טבעי. התצורה הזאת לא מאפשרת לטוס מחוץ לאפקט קרקע ו הודות לזה וגם לצורה המיוחדת לכלים כאלה יש יותר משותף עם סירות מירוץ מאשר עם מטוסים. מהסיבה הזאת התצורה של טאנדם לא עיניינה אותנו במהלך הפרויקט, אך יש לציין שהרעיון הזה מהווה בסיס לפיתוח כלי תחבורה שונים (לדוגמה, רכבות) הנעזרים בטיסה באפקט קרקע על מנת להיפטר ממגע בין הרכב למשטח ובכך להקטין התנגדות.

\*\*\*

לסיכום הסקר שערכנו נשאר לנו להביע תקווה שככל הנראה המילה האחרונה בתחום ה-WIG עוד לא נאמרה וגורלו של הענף טרם נחרץ. נשארות עוד שאלות פתוחות בעניין הכדאיות של כלי טיס מהסוג הזה, אך אין ספק שאחד השינויים שחייבים להתרחש על מנת שטיסות באפקט קרקע יהפכו לחלק מהחיים היומיומיים הינו שינוי בטפיסה. אנחנו מקווים שהפרויקט שלנו, כנראה הראשון מסוגו בישראל, יתרום להתפתחות הענף.

## 6. מאפינים של Samson

### הנתונים של המטוס Samson:

- שם: שמשון
- ארץ ייצור: ישראל
- סוג המטוס: מטוס תובלה לטווח ארוך אשר טס באפקט קרקע.
- ביצועים:
  - מהירות שיוט מקסימלית: 250 [knots] (463 [km/hr])
  - מהירות טיסה אופטימלית: 217 [knots] (403 [km/hr])
  - טווח טיסה במהירות אופטימלית ( עם 60 טון דלק ומקסימום מטען):  
3176 [nm] (5880 [km]).
  - טווח טיסה במהירות אופטימלית ( עם מקסימום דלק ו70 טון מטען):  
6495 [nm] (12225 [km]).
- משקלים:
  - משקל ריק: 120 [ton] (263,000 [lb])
  - משקל מקסימלי להמראה: 300 [ton] (661,500 [lb])
  - מטען מקסימלי: 120 [ton] (264,500 [lb])
- צוות טיסה:
  - צוות טיסה רגיל של שני טייסים ואדם נוסף אשר מטפל במטען.
- סידור המטען:
  - כדי לאפשר יכולת נשיאת מטען מקסימלי, תוכנן המטוס עם שני מפלסים:
    - קומה עליונה אשר מכילה שורה אחת של 21 מכולות.
    - קומה תחתונה המכילה שתי שורות של מכולות (סכום כולל של 45 מיכליות).
- סוג מנועים:
  - שני מנועי-סילון HK , כאשר לכל מנוע כוח דחף מקסימלי של 25 ton .  
כאשר מנועים אלו הם לצורך המראה.
  - שלושה מנועי EUROPORP TP400-D6 turboprop  
למנועים אלו כוח של 13000 SHP עבור כל מנוע.  
אנו משתמשים במנועים אלו לצורך המראה ולצורך שיוט.
- מרחק המראה: 1.04 [nm] (1900[m])

➤ מימדים:

מוטה: 48 m

אורך המטוס: 70 m

גובה המטוס: 7.18 m

כנף מלבנית

שטח כנף:  $576 \text{ m}^2$

מיתר: 12 m

מנת מימדים: 4

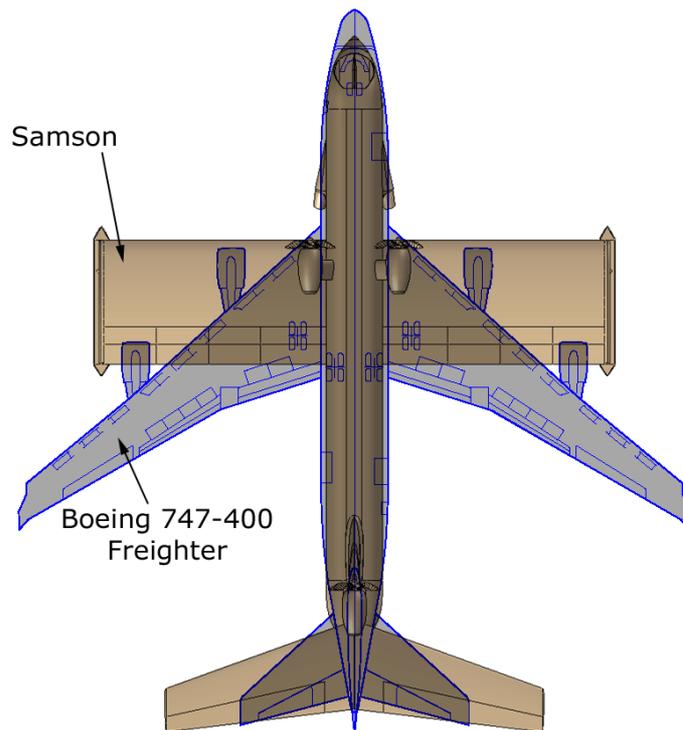
סוג זנב: זנב מסוג T אשר משוך לאחור

שטח זנב:  $230 \text{ m}^2$

מוטת זנב: 36 m

מנת מימדים של הזנב: 5.6

להלן השוואה חזותית בין מימדי המטוס שלנו, לבין מטוס הבואינג 747-400:



## 7. תכן תצורה ראשוני – איטרציה 0

בפרק זה מתוארות ההחלטות הראשוניות שביצענו המאפיינות את המטוס אותו רצינו לתכן

### 7.1 משקל המטוס

מתוך ספרות אנו יודעים שאפקט קרקע פרופורציונאלי לקרבת הכנף לקרקע:

$$G.E. \propto \frac{\textit{altitude}}{\textit{chord}}$$

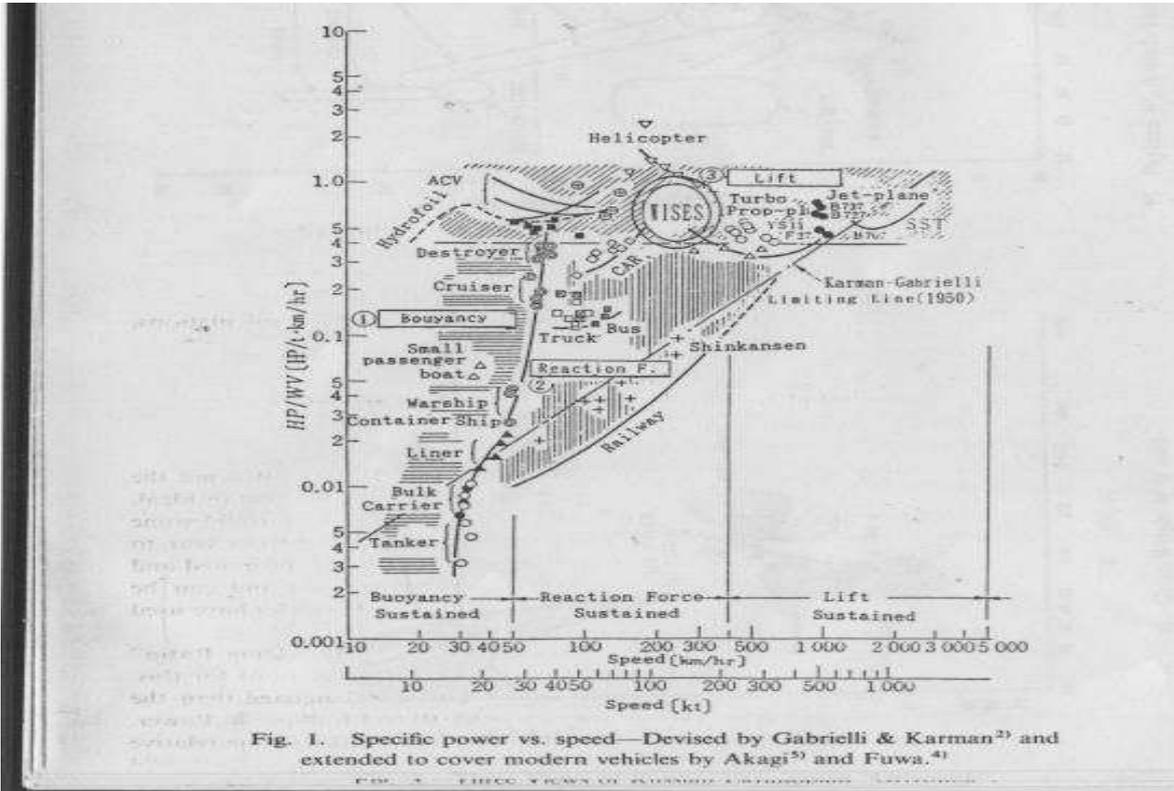
לכן, כדי לאפשר טיסה מעל גלים גבוהים בגובה רב ועדיין לנצל את אפקט הקרקע, אנו זקוקים לאורך מיתר גדול ולכנף בעלת שטח גדול.

אם רוצים כנף גדולה אז גם משקל המטוס צריך להיות גבוה. לכן בחרנו משקל מטוס גבוה יחסית:

**W=300 [ton]**

## 7.2 מהירות הטיסה

אנו מעוניינים להגדיר מקדם היעילות להובלה של מטוסים הטסים באפקט קרקע קיימים. על-ידי מקדם זה נוכל לקבוע באיזה תחום של מהירויות כדאי לנו לטוס על-מנת לקבל טיסה כמה שיותר יעילה. על-מנת להסביר כיצד קבענו את המהירות של 'שמשון' אנו משתמשים במספר גרפים. להלן הגרף הראשון:



בגרף זה הסקאלות של צירים הן לוגריתמיות.

קו ה- "limiting line" צויר לראשונה על-ידי Gabrielli-Kerman.

לקו זה יש שיפוע של 45 מעלות.

ציר x מסמל את המהירות ואילו ציר y מסמל את HP/WV/V.

כלי-תובלה אשר נמצאים על ה-"limiting line" הם בעלי היעילות האופרטיבית הגבוהה ביותר (לפי Shgenori

(ANDO).

המחבר של המאמר שעליו הסתמכנו שם לב שכאשר משנים את ציר y מ HP/WV/V ל HP/VP, במצב זה הקו

המשופע הופך לאופקי. לשינוי זה ישנה משמעות.

על-ידי שינוי זה, המחבר בא להציע שעל-מנת לקבוע מקדם היעילות יעיל, עדיף להשתמש ב-  $(L/D) \cdot V$  במקום ב-

L/D.

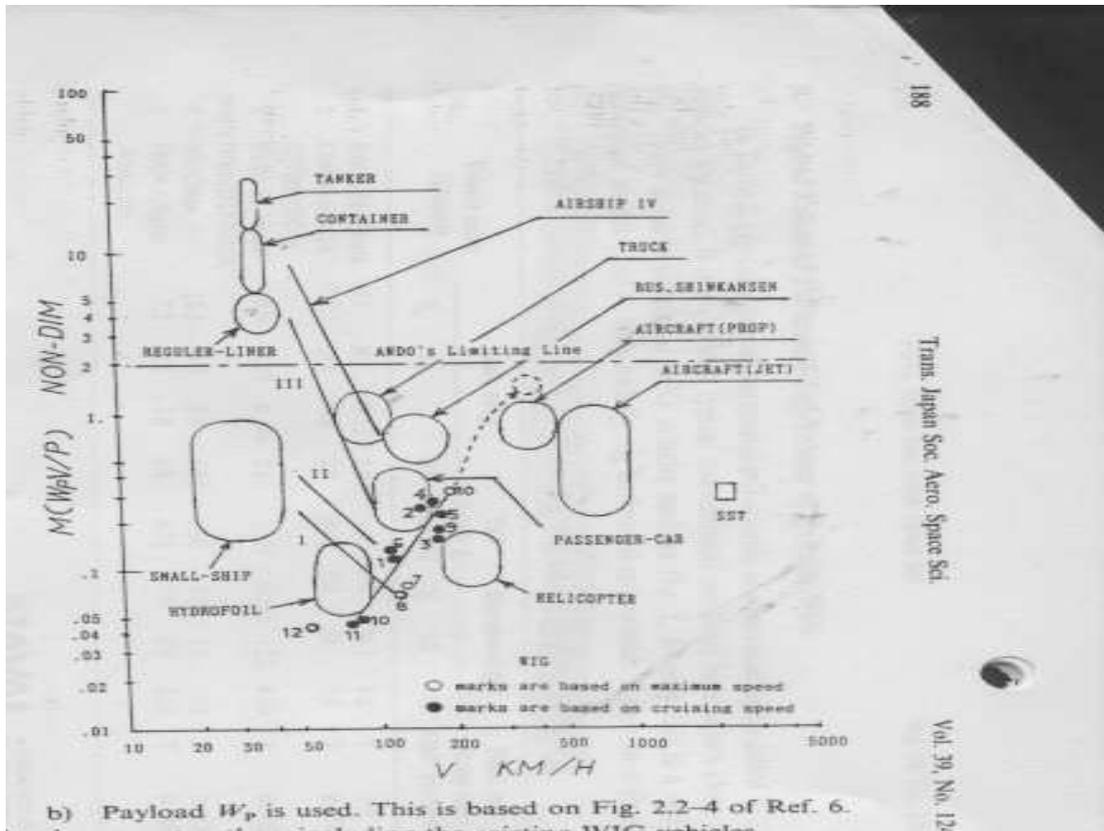
להצעה זו יש סיבה והיא מוצגת בדוגמא הבאה:

כאשר אנו מעוניינים לקבוע את מקדם היעילות של ספינה, כאשר הספינה צפה ללא מהירות ביחס לאוויר, מתקבל ש-

$L/D = INF$ , למרות שהספינה לא מבצעת שום עבודה.

לכן  $L/D$  צריך להיות מוכפל ב-  $V$  על-מנת לייצג מקדם יעילות טוב.  
 לאחר ההכפלה של הציר האנכי ב-  $V$  מתקבל 'limiting line' אופקי.  
 קו זה נקרא: "Ando's Limiting Line".

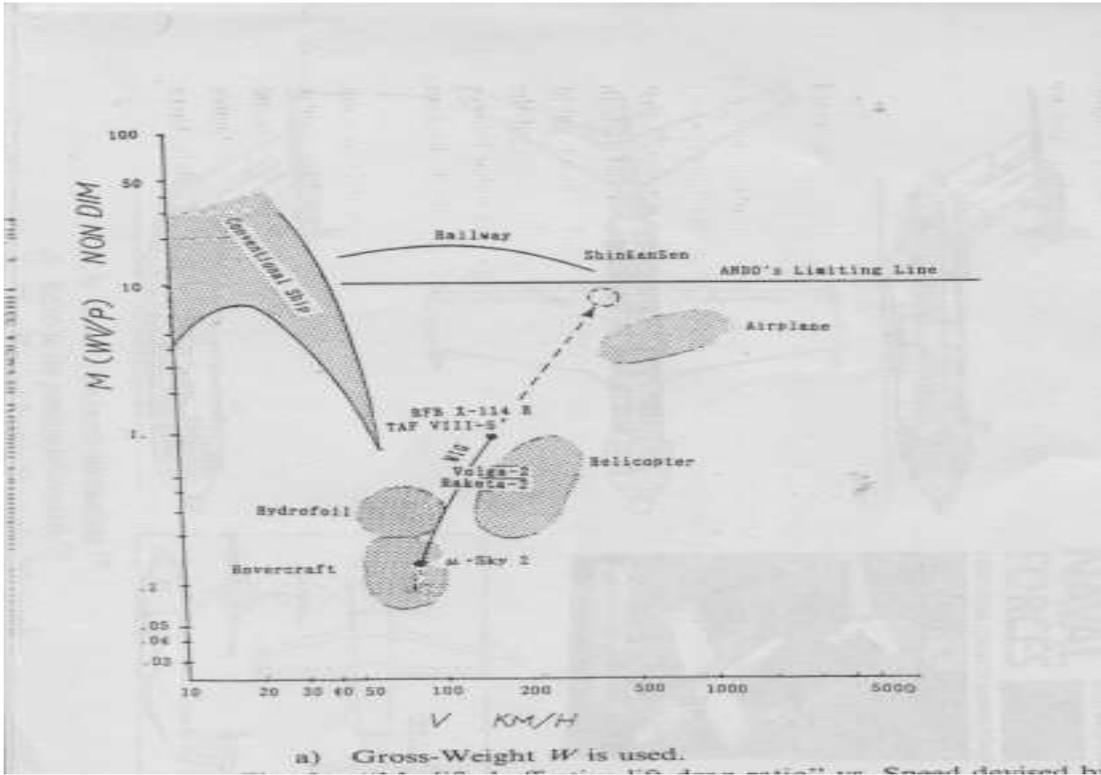
נראה את הגרף המציג קו זה.



b) Payload  $W_p$  is used. This is based on Fig. 2.2-4 of Ref. 6.

בגרף זה אנו רואים מטוסים שונים הממוספרים 1 עד ל-12 הטסים באפקט קרקע.  
 בנוסף אנו רואים כאן כלי-תחבורה שונים, לאו דווקא מטוסים ( לדוגמא מכונית).  
 המטרה שלנו בפרויקט היא לתכנן את המטוס כך שהמטוס שלנו יהיה כמה שיותר קרוב לקו המגביל של ANDO.

נראה גרף נוסף המראה את הקו המגביל של ANDO.



במקרה זה ציר x מסמל את  $V$  ואילו ציר y מסמל את  $W \cdot V/P$ .

הגודל המתקבל בציר y הוא אינו ממדי.

$W$  מייצג את המשקל, ואילו  $P$  הוא ההספק.

כפי שציינו, המטרה היא למקם את 'שמשון' כמה שיותר קרוב לקו המגביל של ANDO על-מנת לקבוע מקדם יעילות יותר יעיל.

מתוך הגרף הנ"ל אנו רואים שעל-מנת להשיג מקדם יעילות יותר טוב אנחנו צריכים לטוס במהירות של בין 400 to 500 km/h ועל-ידי כך המטוס שלנו יוכל להתחרות במטוסי תובלה קיימים.

### 7.3 הנעה

בשלב הראשון רצינו להעריך את הדחף המקסימלי שהמנועים יצרכו לספק. כדי להעריך את הדחף אספנו נתונים סטטיסטים של כמה מטוסים קיימים:

#### WIG aircrafts:

Name	W/T
KM	0.26
Lun	0.27
Orlenok	0.235
BE-2500P	0.25

#### Transport airplanes:

Name	W/T
B747-400	0.28
B757-200	0.34
TU330	0.33
A380	0.235
An225	0.23

החלטנו לקחת את הדחף באופן שמרני ביותר  $W/T=0.3$ .

החלטנו על משקל המטוס של 300 טון, לכן הדחף המקסימלי יהיה בסביבות **90 טון**.

### 7.4 בחירת תצורת המטוס

מבין שלושת התצורות שראינו למעלה (בפרק 5) בחרנו בתצורת "אקרנופולן" (PAR-WIG) בגלל הצלחה יחסית של כלים רוסיים הבנויים בתצורה הזאת וגם בשל פשטות יחסית. התצורה הזאת כנראה היחידה (נכון להיום) שמאפשרת בניה של מטוסים גדולים. היא גם נותנת אפשרות לטוס מחוץ לאפקט קרקע במקרה הצורך.

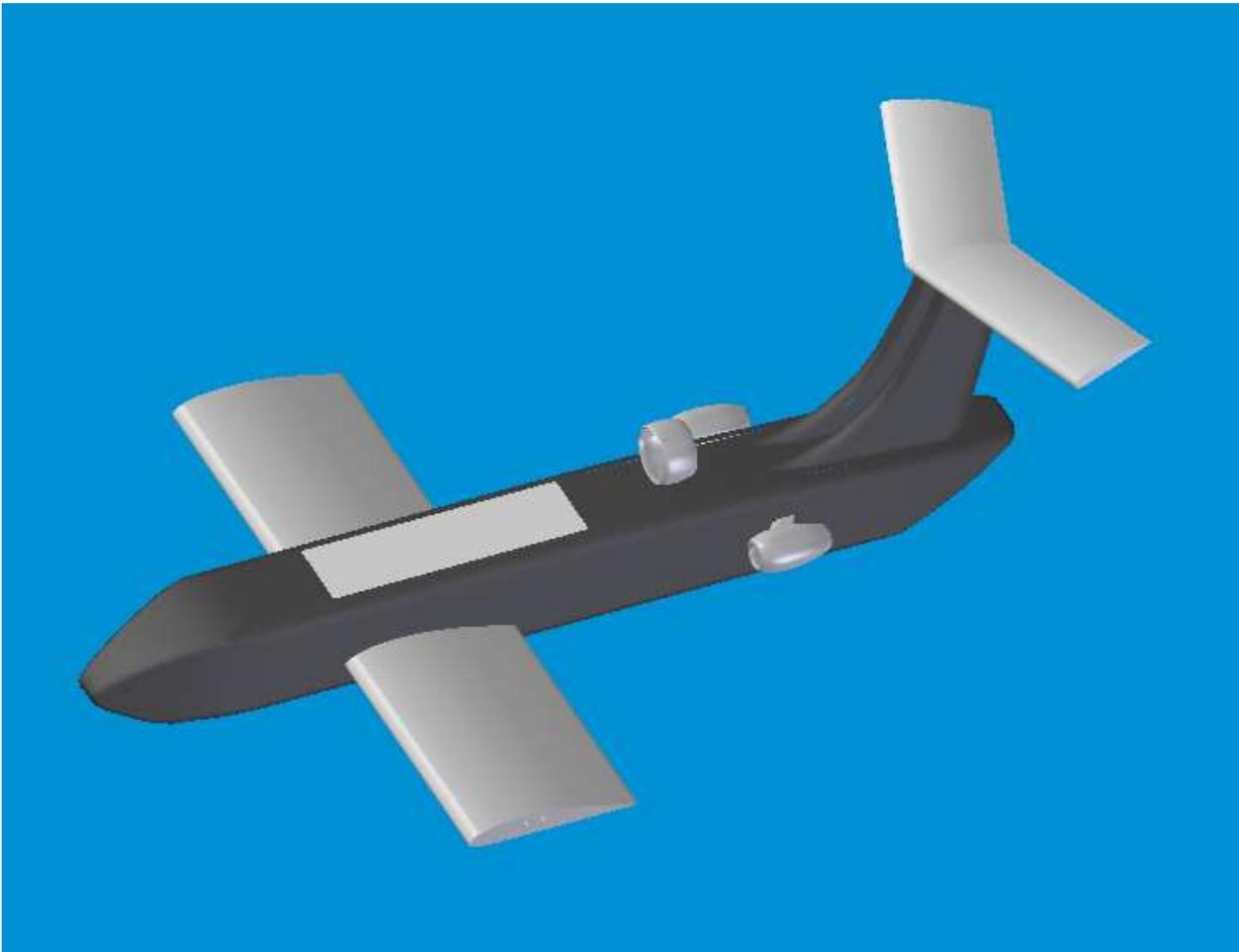
### 7.5 בחירת פרופיל הכנף

WIG מיועדים לטוס במהירויות נמוכות יחסית ולכן פרופיל הכנף של WIG צריך לתת מקדם עילוי גבוה. דרישות נוספות מהפרופיל קשורות לעובדה שהמטוס שלנו יטוס באפקט קרקע. השפעה של אפקט קרקע על מקדמים אווירודינמיים ויציבות המטוס תלויים בצורת הפרופיל. בדרך כלל עבור WIG בוחרים פרופיל בעל עקימון תחתון שטוח או מפתחים פרופיל מיוחד. לא פיתחנו פרופיל במסגרת הפרוייקט ולכן בחרנו פרופיל קלסי המתאים למהירויות נמוכות ובעל תחתית שטוחה – Clark Y בעל עובי יחסי של 14%.

## 7.6 תצורה ראשונית

בתחילתו של הפרויקט, עשינו חקר שוק. ראינו את מגוון המטוסים הקיימים והחלטנו להתבסס על משהו קיים ולשפר כמה שאפשר. בחרנו בגוף בעל חתך מרובע, כמו של ה-Pelican, כנף מרובעת כמו במטוסים הרוסיים הגדולים: Lun, Orlenok, KM.

מתוך הסתכלות בדגמים השונים, נוכחנו לדעת כי מייצב הגובה צריך להיות גדול מאוד, יחסית למטוסים רגילים. כמו כן הוא צריך להיות מוצב גבוה, כך שיהיה מחוץ לאפקט קרקע. כתוצאה מכך מתקבל מבנה גדול וכבד. ע"מ להבטיח שהזנב יהיה חזק, הוצע לעשות אותו בצורת  $\pi$ . שאר חלקי המטוס עדיין לא תוכננו, לכן בציור הבא ניתן לראות קווים כלליים בלבד.



מאפיינים:

- כנף מלבנית בעלת פרופיל ClarkY14. פרופיל זה מתאפיין בחלק תחתון חסר קימור, הדבר מגדיל את אפקט הקרקע. מוטת הכנף – 45 מטר.
- שלושה מנועים, כולם קרובים לזנב. שני מנועי סילון קטנים להמראה, מנוע טורבופרופ נוסף לשיוט. המנוע לשיוט מותקן מלמעלה, כמה שיותר רחוק מן המים.
- זנב כפול מחוזק, בצורת  $\pi$ , בעל פרופיל סימטרי. בחלקו האופקי, בעל פרופיל זהה לזה של הכנף.
- גוף בעל חתך מרובע, באורך של 60 מטר.

- דלת עילית להטענת מטען.

בשלב זה של תצורת המטוס מצאנו את החסרונות הבאים:

- המטוס אינו יציב כאשר הוא עומד על המים.
- המנועים לא מספקים מספיק דחף.
- מנועי הסילון אם יוצבו מאחור, יפגעו מטיפות המים שיעופו לעברם בזמן המראה. יש להציב את המנועים מחוץ לענן הטיפות אשר נוצר סביב המטוס בהמראה.
- הדלת העילית נמצאת באזור בו היא פוגמת בחוזק המבנה.

## 8. איטרציה ראשונה

### 8.1 תנאי טיסה- גובה גלים

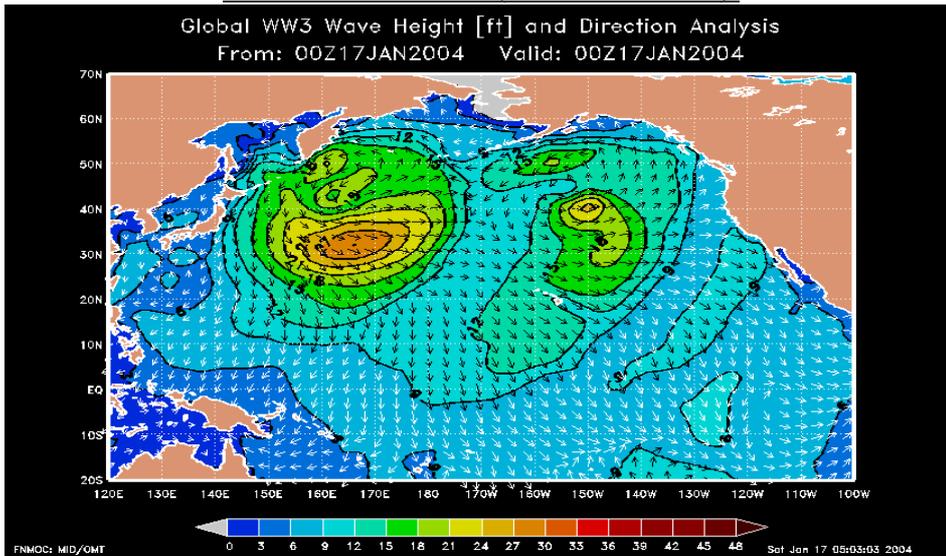
מכיוון שקיימת הגבלה על גובה הגלים שאקרנופלאן מסוגל לטוס מעליהם ולהשאר יציב (גובה גלים מקסימאלי הינו 2-3 מטר במקרה של "שמשון"), התבצע חקר סטטיסטיקות של גובה הגלים הממוצע באיזורים שונים של כדור"ץ בעונות שונות של השנה – ימים ואוקיאנוסים.

איזורים הבאים נבדקו:

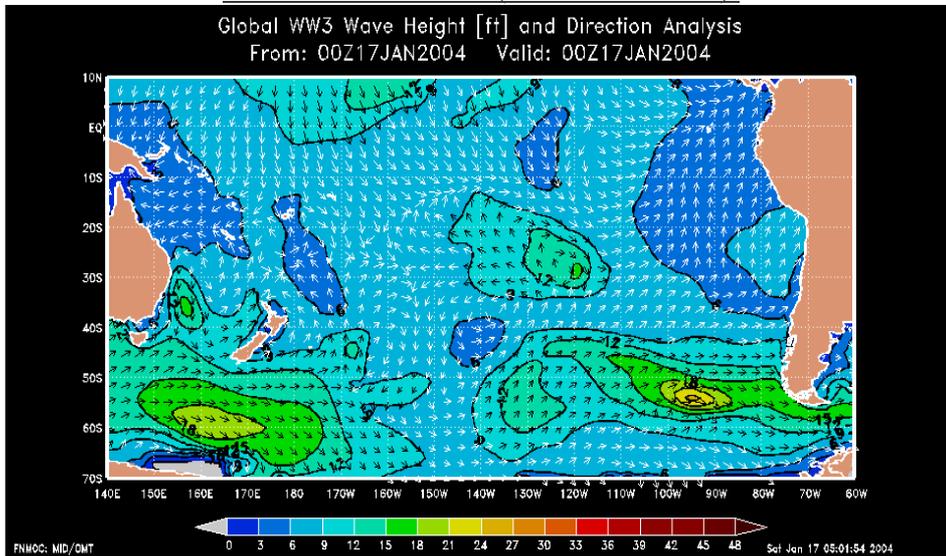
- Pacific Ocean
- Atlantic Ocean
- Indian Ocean
- Mediterranean Sea

להלן מוצגות מפות גובה הגלים באיזורים אלה:

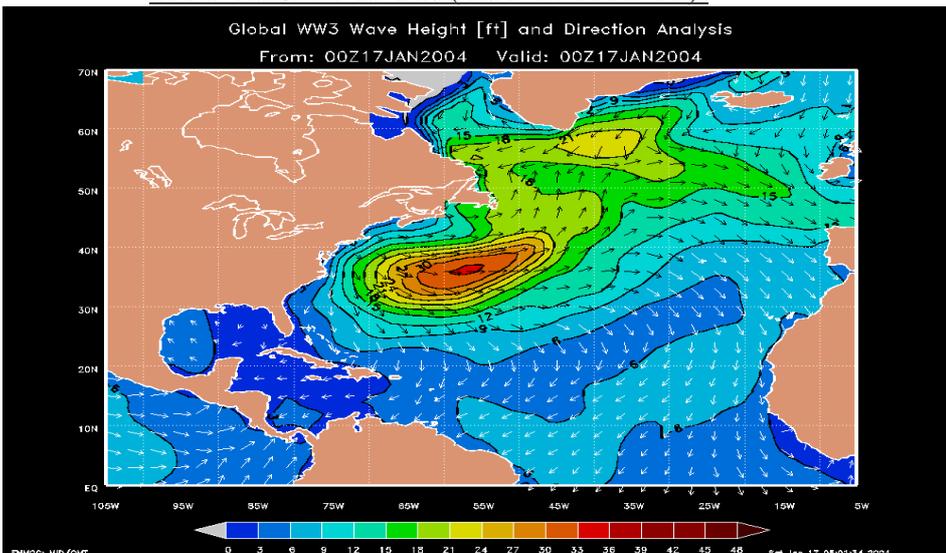
Pacific Ocean charts (Northern Pacific):



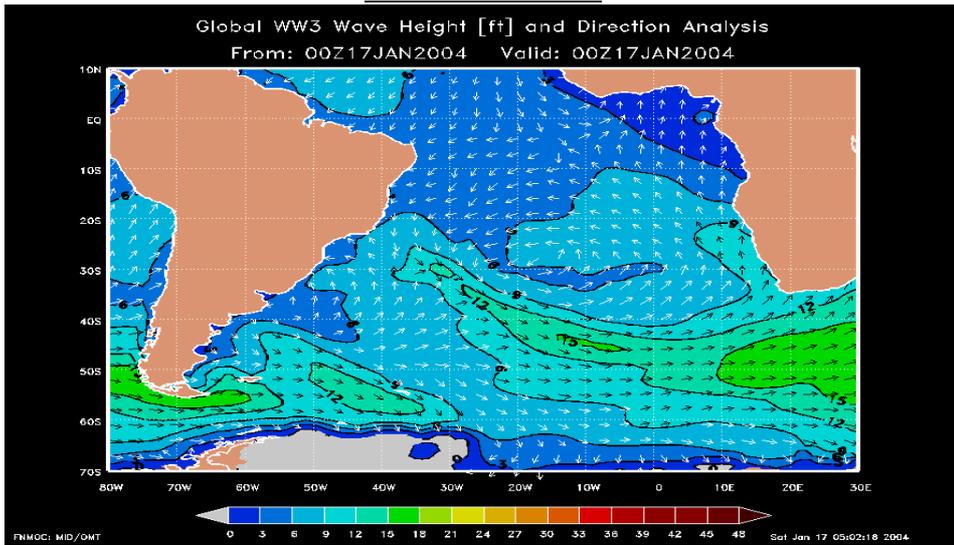
Pacific Ocean charts (Southern Pacific):



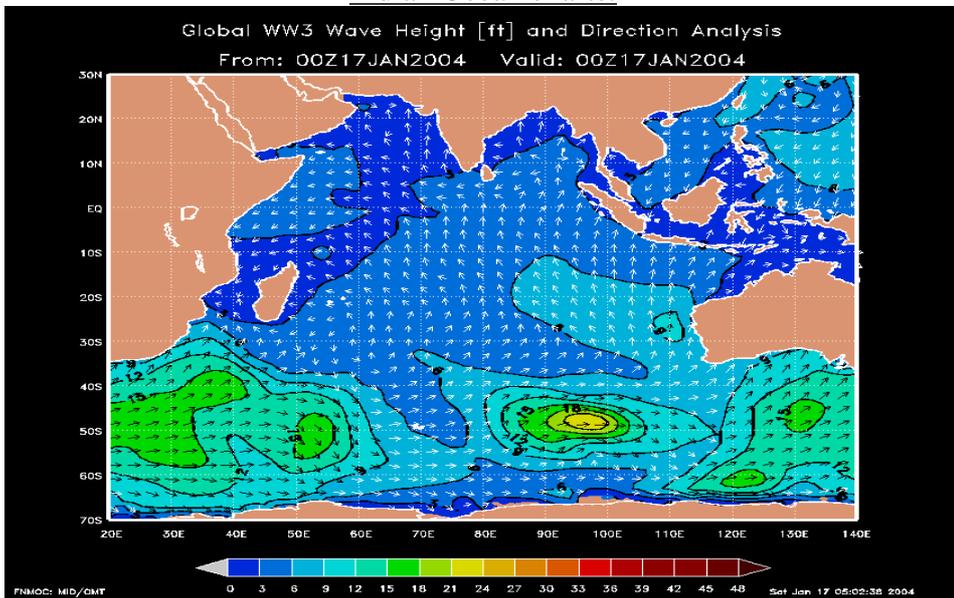
Atlantic Ocean charts (Northern Atlantic):



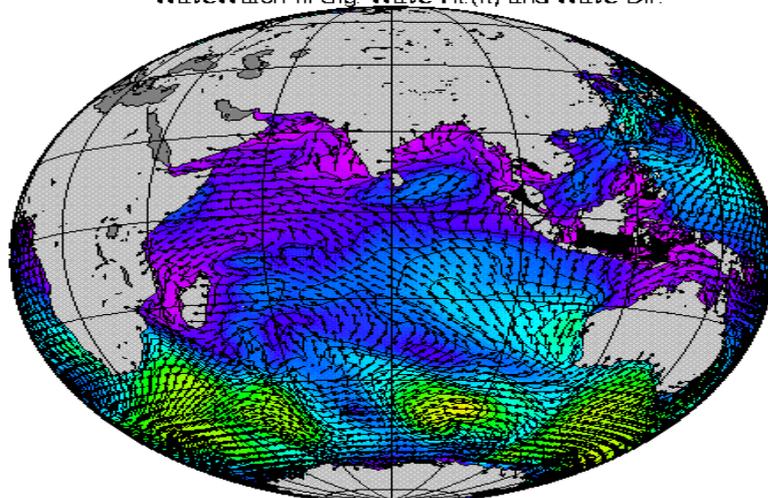
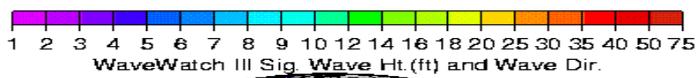
Southern Atlantic:



Indian Ocean charts:

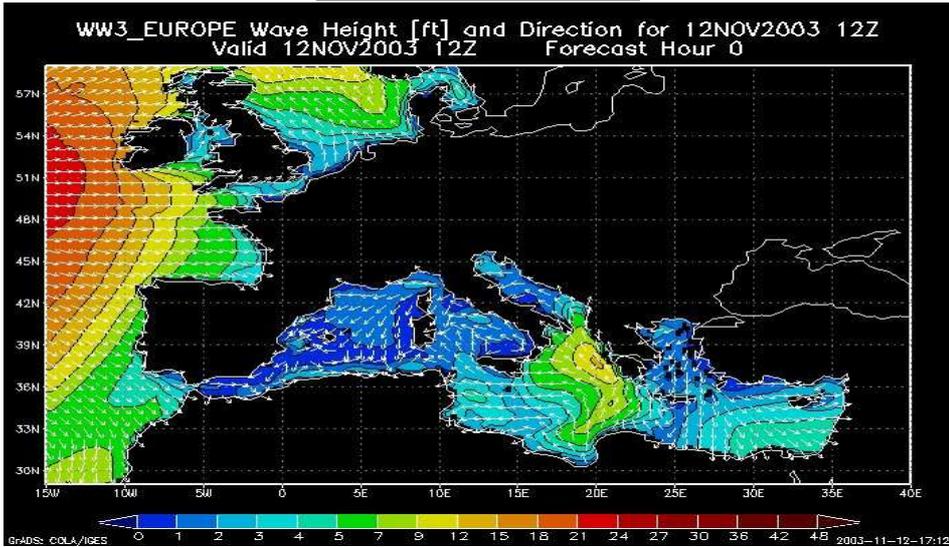


NOAA/NCEP Jan 17 2004 00z 00 hr fcst



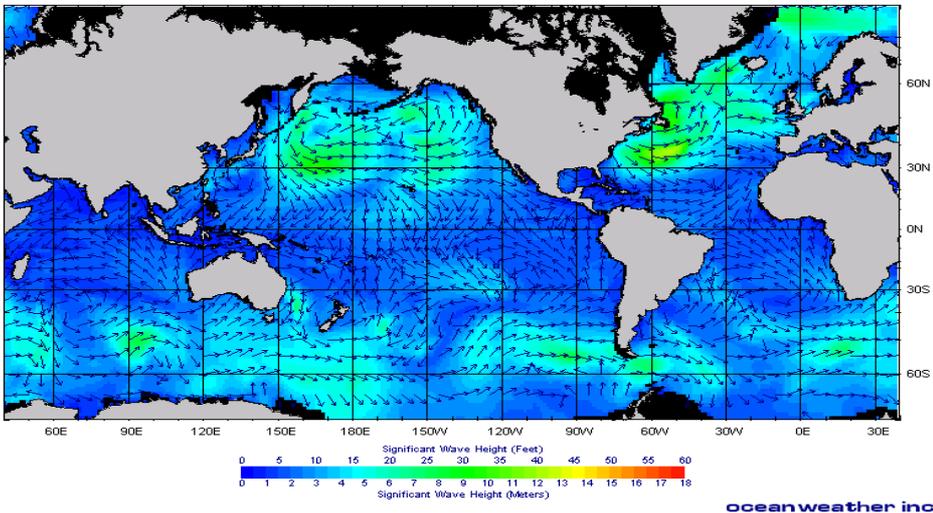
GMT Jan 17 02:04 Lijolie@sting - http://icas.scripps.edu/~urv

Mediterranean Sea chart:



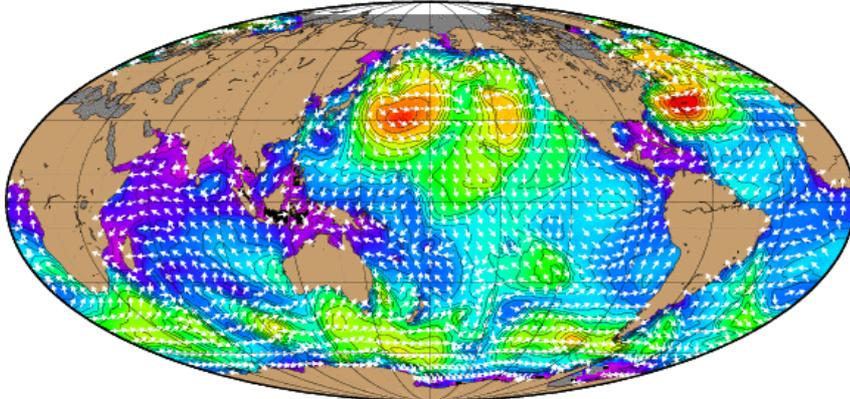
Global charts:

Significant Wave Height with Wave Direction  
Valid For Jan-17-2004 00:00 GMT

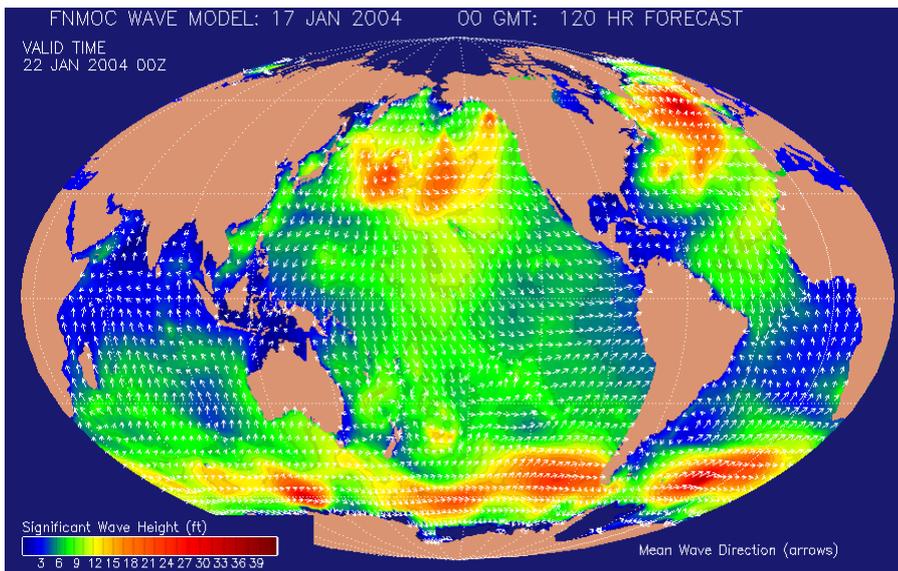


NOAA/NCEP Jan 17 2004 00z 00 hr fcst

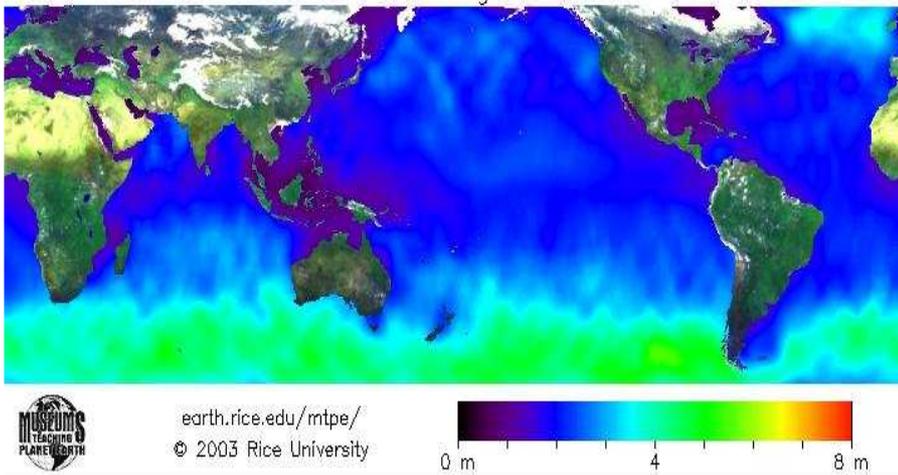
1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 12 14 16 18 20 25 30 35 40 50 75  
Wave Watch III Sg. Wave Height(ft) and Direction



GMT Jan 17 01:37:16 2004 La Jolla Surfing - <http://ices.scripps.edu/surf>



Significant Wave Height  
 07.20.03 through 07.29.03



מסקנות:

- לא רחוק משפת האוקיאנוסים ברוב ימות השנה גובה הגלים הוא כ-2 מטר.
- קיימים איזורים רבים באוקיאנוסים שבהם גובה הגלים לא עולה על 3 מטר.
- קיימים תנאים מצויינים לטיסה מעל ים התיכון – היעד העיקרי של "שמשון".

לכן, בהנתן מפות מזג אוויר וגובה הגלים, "שמשון" יוכל לטוס באיזורים רבים ברחבי העולם. כמו שבטיסות של מטוסים רגילים בודקים מז"א בנתיב לפני ההמראה על מנת לתכנן מסלול שעוקף אזורים מסוכנים, כך גם עבור "שמשון" אפשר יהיה לבדוק מצב הים לפני (או במהלך) הטיסה ולעקוף אזורים שבהם לא ניתן לטוס.

## 8.2 שטח כנף ו AR

צורת הכנף נקבעה בשלבים מאוד מוקדמים בפרוייקט. החלטנו על צורה מלבנית מכיוון שהיא מתאימה לתצורה בסיסית שנבחרה וגם בשל פשטות של תכן ואנליזה. כעת נשאר לבחור פרופיל ומימדים של הכנף. היות ומשקל המראה של 300 טון הוצב כיעד, שטח הכנף קובע את עומס הכנף באופן חד-ערכי, וישנם שני פרמטרים שקובעים את השטח – אורך מיתר ממוצע  $c$  ומוטת הכנף  $b$ . כפי שראינו בסקירת התיאוריה של אפקט קרקע, השפעתו תלויה בגודל  $h/c$ , כאשר  $h$  – גובה הטיסה. ככל שהגודל הזה קטן, קרבה למשטח מורגשת יותר. לכן משיקולים של יעילות אוירודינמית נקבע אילוץ שיתקיים  $h/c \leq 0.25$ . אילוץ נוסף שיש להתחשב בו הינו גובה מינימלי שבו נוכל לטוס, בעיקר עקב גובה הגלים. לאחר סקירה של גובה הגלים בעולם התברר שעל מנת ש-Samson יוכל לטוס ברוב הימים ולפחות קרוב לחוף באוקאנוסים הוא צריך להיות מסוגל לטוס בגובה של 3 מטרים. לפי שני האילוצים האלה קבענו שאורך המיתר יהיה:

$$c = 3/0.25 = 12 \text{ [m]} \quad \text{כעת, כשקבענו את אורך המיתר שטח הכנף תלוי רק במנת המימדים:}$$

$$S = bc = \frac{b}{c} c^2 = AR \cdot c^2. \quad \text{קיבלנו שפרמטר יחיד, שהוא מנת המימדים, יקבע את עומס הכנף.}$$

עומס הכנף הינו נתון חשוב המשפיע על ביצועי המטוס, כגון מהירות ההמראה ומהירות שיוט מיטבית.

מהירות כפונקציה של מקדם העילוי נתונה ע"י נוסחת העילוי (בהזנחת תרומת הדחף לכוח האנכי):

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

$$V = \sqrt{\frac{2 \left( \frac{W}{S} \right)}{\rho C_L}}$$

כאשר עבור מהירות ההמראה,  $C_L$  – הינו מקדם עילוי מקסימלי להמראה בטוחה, ועבור מהירות השיוט,  $C_L$  – מקדם העילוי לטיסה לטווח מירבי.

בצענו אופטימיזציה של עומס הכנף על מנת לעמוד בשתי דרישות: מהירות המראה תהיה מתחת ל-140 קשר ומהירות השיוט מעל 240 קשר.

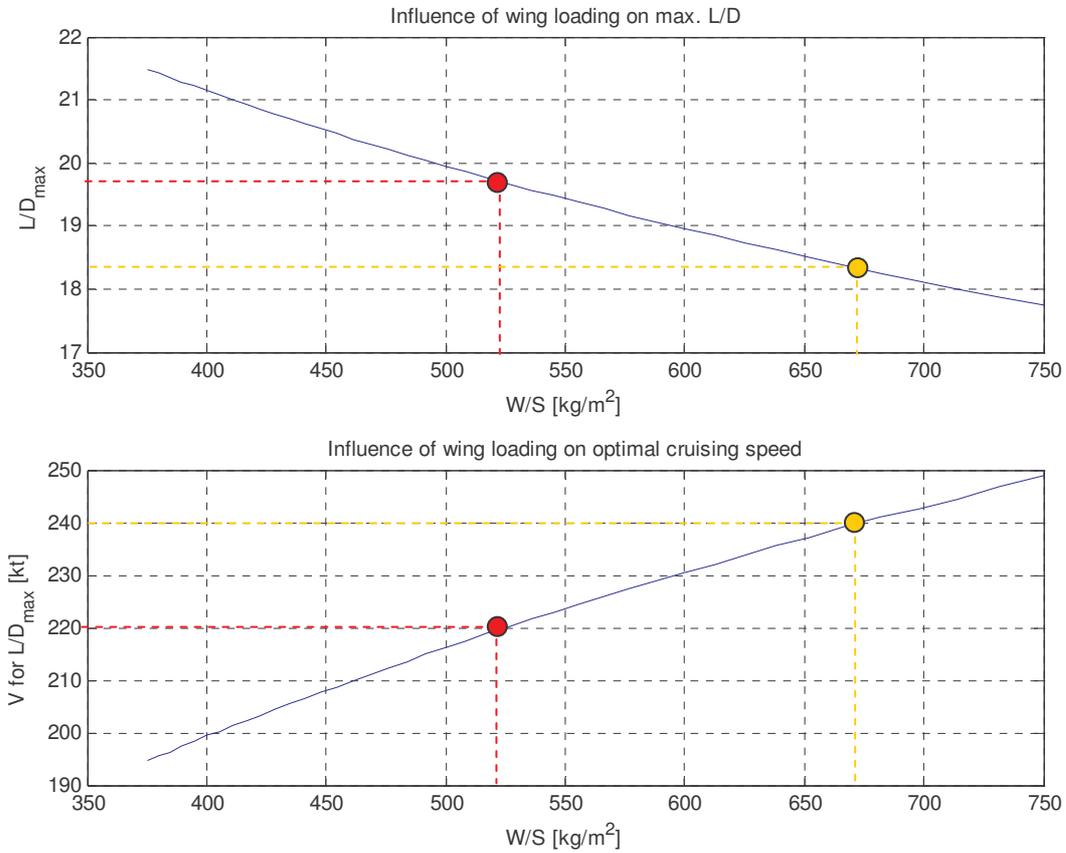
בהנחה שבתצורת המראה ניתן בעזרת אמצעי עילוי גבוה (high lift devices) לקבל מקדם עילוי מקסימלי  $C_{Lmax} = 2.0$ , מקבלים שצריך להתקיים  $(W/S) < 535 \text{ kg/m}^2$ .

בנוסף לדרישה השניה יש לדעת מה צריך להיות מקדם העילוי בשיוט. עבור מנועי מדחף טווח מקסימלי מושג במהירות

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \quad \text{כאשר } k - \text{מקדם מתוך קירוב פולרת גרר ע"י } C_D = C_{D0} + kC_L^2.$$

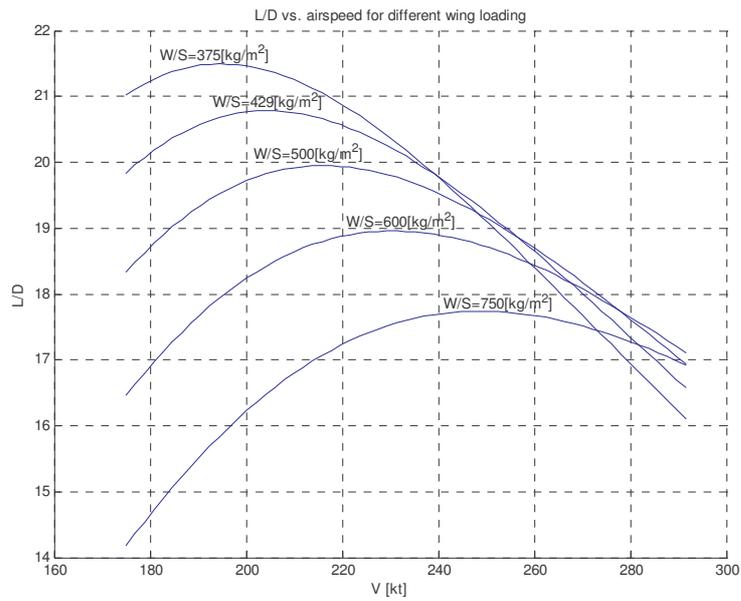
עבור המטוס שלנו  $C_{D0} \approx 0.02$ ,  $k \approx 0.04$  (ראה פרק על מודל גרר), לכן  $C_L \approx 0.7$ .

מתוך הדרישה השניה וערך משוערך של 0.7 עבור מקדם העילוי האופטימלי מגיעים לתוצאה סותרת  $(W/S) > 666$   $\text{kg/m}^2$ . מסתבר שהתוצאה הזאת מטעה, מכיוון שאם נבנה מטוס עם עומס כנף כזה, יחס עילוי-גרר מקסימלי יתקבל אומנם במהירות הדרושה, אבל ערכו יהיה קטן מאשר עבור עומס כנף יותר נמוך. להלן גרפים שמדגימים זאת. שני הגרפים הראשונים מראים השוואה בין שני ערכים של עומס כנף:



איור 1. השפעה של עומס כנף על ביצועי שיוט

בגרף הבא ניתן לראות כי לעומס כנף של  $(W/S)=500 \text{ kg/m}^2$ , לדוגמא, יש יתרון בגרר מעל  $(W/S)=600 \text{ kg/m}^2$  עד מהירות של כמעט 280 קשר:



איור 2. השפעה של עומס כנף על ביצועי שיוט

בסופו של דבר נקבעה מנת מימדים  $AR = 4$ , שניתן לראות אותה כפשרה בין כנף קצרה אופיינית ל-WIG וכנף קונבנציונלית היעילה מחוץ לאפקט קרקע. קבלנו כעת:

$$S = 576 \text{ m}^2$$

$$(W/S) = 521 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

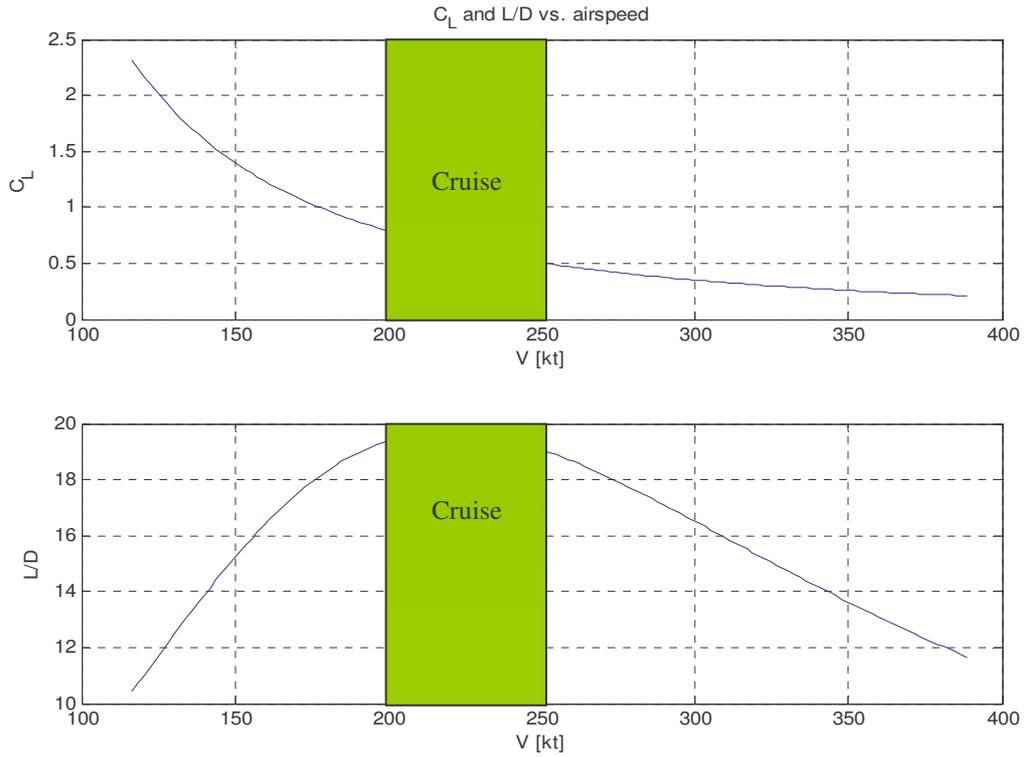
$$Vs = 126 \text{ kt}$$

$$Vto = 1.1Vs = 138 \text{ kt}$$

$$(L/D)_{\max} = 19.7 @ 220 \text{ kt} (C_L = 0.65)$$

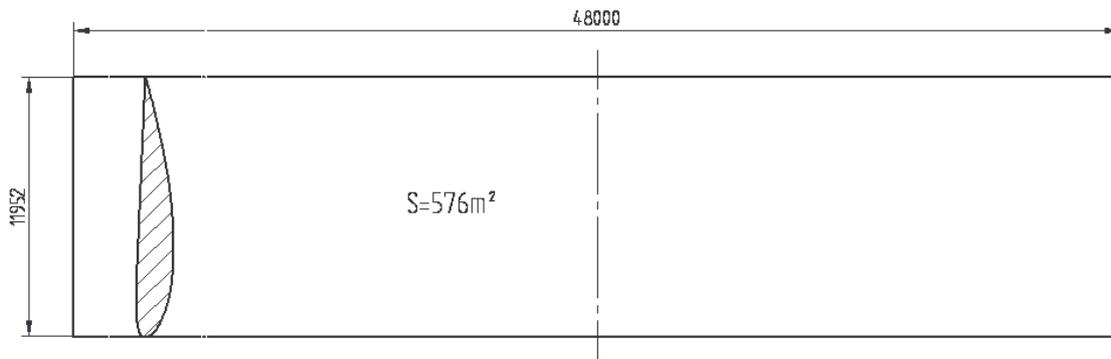
$$(L/D) = 19.4 @ 240 \text{ kt} (C_L = 0.55)$$

להלן גרפים של מקדם העילוי ויחס עילוי-גרר כתלות במהירות עבור הבחירה הזאת:



איור 3. מקדם העילוי ויחס עילוי-גרר בתצורה שנבחרה

הכנף שלנו תראה כך במבט על:



איור 4. סקיזה של הכנף

### 8.3 גוף ומטען מועיל

בפרק הזה נפרט את תהליך קביעת צורת גוף המטוס כאשר הכוונה היא לשטח חתך הגוף ואורכו. מכיוון שהמטוס הוא מטוס תובלה לסוג המטען ואופן סידורו יש השפעה רבה על צורת הגוף ומימדיו לכן נדון בפרק הזה גם על המטען ועל האופן בו הוא יהיה מסודר בתוך גוף המטוס. מסקירה קצרה של מטוסים קיימים, גם מטוסי נוסעים וגם מטוסי תובלה, נוכל להיווכח כי לרוב חתך הגוף הוא עגול



לכך יש 2 סיבות עיקריות:

- (1) סיבה אווירודינמית - חתך עגול הוא חתך ללא פינות ולכן הוא מונע ניתוק של זרימה במיוחד זה חשוב בזווית התקפה גבוהות. ומניעת ניתוק זרימה גורמת להקטנת הגרר.
- (2) סיבה מבנית - חתך עגול הוא אופטימאלי לעמידה במאמצים הנוצרים עקב דחוס גוף המטוס.

למרות זאת קיימים גם מטוסים עם חתכי גוף לא עגולים ואפילו לפעמים מלבניים



חתך גוף מלבני

מיישמים חתכים לא עגולים בד"כ במטוסים שאין בהם דחוס הגוף וכאשר היעילות הנפחית של הגוף מאוד חשובה, במקרים כאלה אפילו עושים חתכים מלבניים שמאפשרים יעילות נפחית גבוהה במיוחד.

כאשר התחלנו לחשוב איזה צורת חתך נבחר עבור המטוס שלנו התלבטנו האם לבחור בצורה הקונוונציונלית העגולה או שנחשוב על חתך אחר כלשהו שיתאים יותר לצרכים שלנו. מכיוון שהמטוס הוא מטוס תובלה, החלטנו קודם להחליט איזה סוג של צורה נעביר ובאיזה אופן נעמיס אותה על המטוס וזה אמור להשפיעה משמעותית על צורת הגוף. החלטנו כי לרוב העברת המטען תבצע באמצעות מכולות תעופתיות סטנדרטיות כפי שמקובל במטוסי תובלה אחרים ובמקרים יוצאי דופן אולי נוכל להעמיס את המטוס במטען מסוג אחר.

על מנת לדעת בערך את הממדים והמשקלים של מכולות קימות בשוק, סקרנו את שוק המכולות התעופתיות. גילינו כי ישנם סטנדרטים מוסכמים עבור המכולות התעופתיות הן מבחינת המשקל והן מבחינת הממדים שלהן. בחרנו בשני סוגים של מכולות:

### LD3 Container



משקל: 74 kg  
מידות:  
 אורך 1534 mm  
 רוחב תחתון 1562 mm  
 רוחב עליון 2007 mm  
 גובה 1626 mm  
משקל כולל: 1588 kg

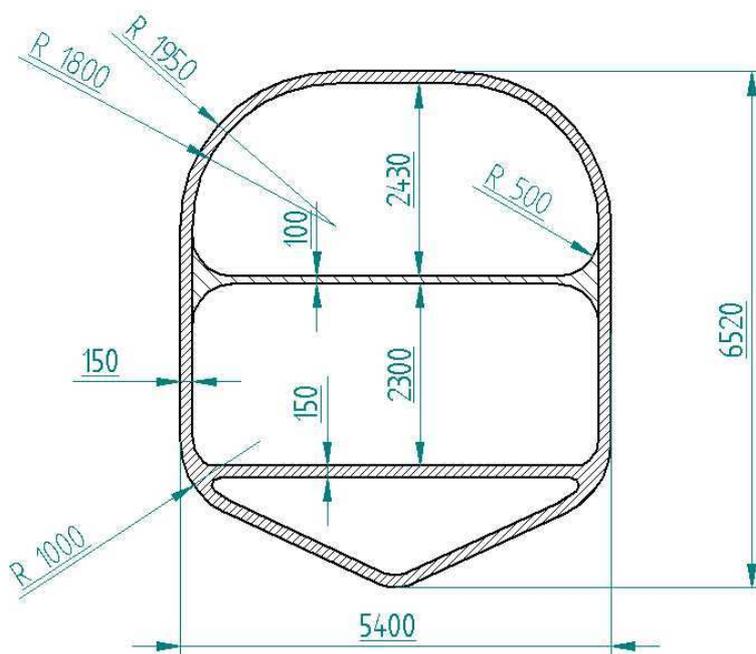
### ALP Container



משקל: 200 kg  
מידות:  
 אורך 1534 mm  
 רוחב 3175 mm  
 גובה 1626 mm  
משקל כולל: 3175 kg

עכשיו כאשר יש לנו את הממדים של המכולות וסקירה של חתכי מטוסים קיימים נוכל להחליט על צורה של חתך הגוף עבור המטוס שלנו.  
 בגלל שיקולים הבאים:

- (1) המטוס הוא מטוס הטס באפקט קרקע מה שאומר שבמשך כל זמן השיוט המטוס יהיה קרוב לקרקע והתמרונים שהמטוס יבצע יהיו מאוד קלים, כלומר זוויות התקפה נמוכות יחסית.
  - (2) שיוט בגובה פני הים, כלומר אין צורך בדחוס גוף המטוס.
  - (3) יעילות נפחית גבוהה יותר לחתך מלבני מאשר לעגול.
  - (4) המראה מהים מה שדורש תחתית של גוף המטוס שדומה לתחתית של אוניה, בד"כ תחתית משולשת.
- בחרנו לעשות חתך מלבני בעל חלק עליון מעוגל ותחתית משולשת כפי שניתן לראות בשרטוט הבא:

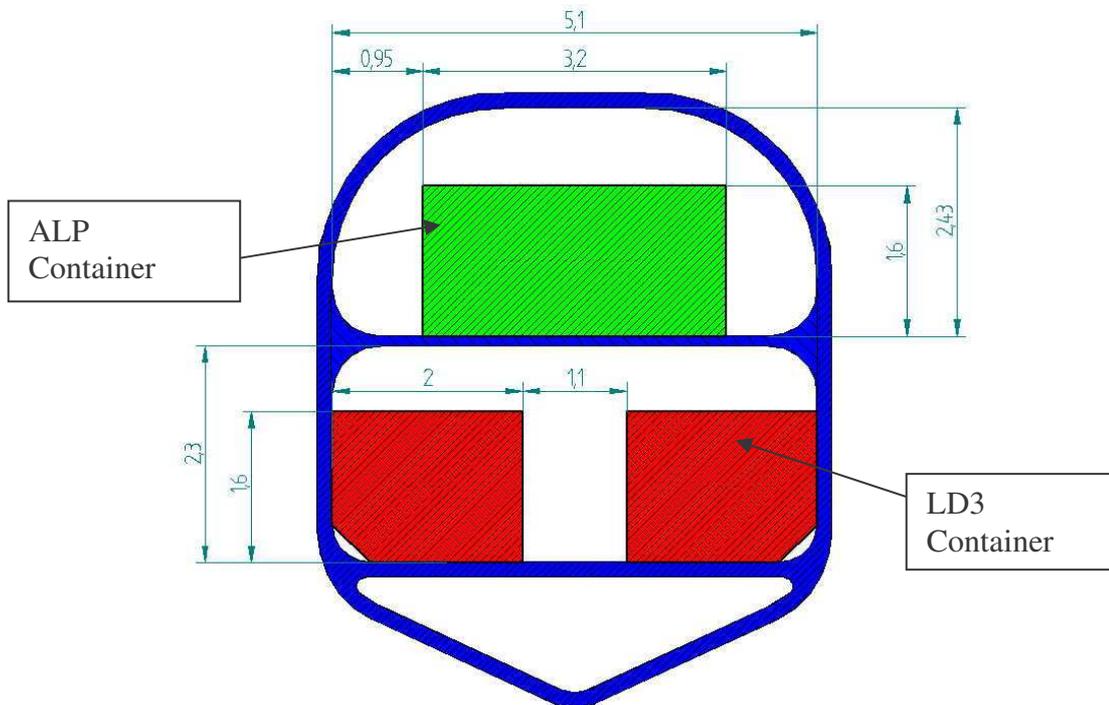


**חתך גוף המטוס והממדים שלו (במילימטרים)**

על בחירת ממדי החתך השפיעו גם ממדי המכולות שנבחרו, וגם בדקנו ממדים אופייניים של חתכי מטוסים קיימים ביחס לגודל של המטוס כולו ומשם הסקנו לגבי גודל חתך מקורב עבור המטוס שלנו.

ניתן לראות מהשרטוט גם כי החלטנו לעשות את גוף המטוס דו קומתי, וזה משתי סיבות עיקריות:

- (1) זה מגדיל את היעילות הנפחית של החתך עבור המכולות שנבחרו.
- (2) זה מעניק קשיחות מבנית ובכך מחזק את גוף המטוס.



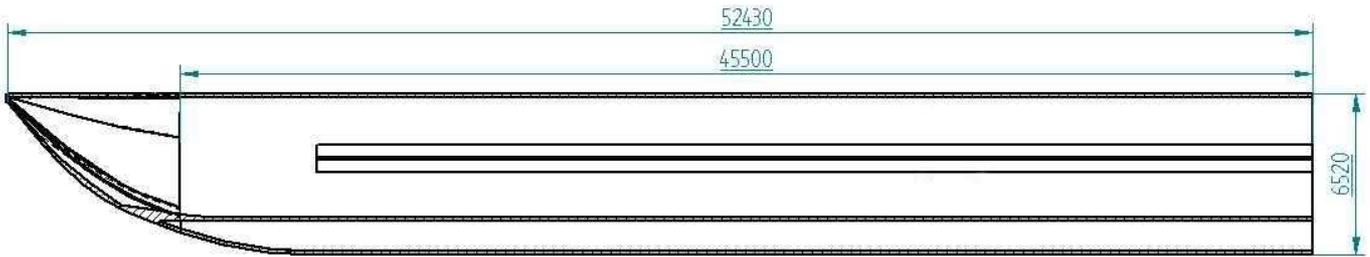
סדור אופייני של המכולות בחתך (מידות במטרים)

בשרטוט הבא ניתן לראות סדור אופייני של מכולות בחתך, שרטוט זה הוא להמחשה בלבד, כלומר ניתן לסדר את המכולות גם אחרת במקרה הצורך. בדוגמה זאת רואים כי בקומה התחתונה נמקם 2 מכולות LD3 בטור לאורך גוף המטוס כאשר שומרים על רווח ביניהן לשם מעבר, ובקומה העליונה מכולת ALP אחת.

לאחר שהחלטנו על תצורת חתך הגוף נותר לקבוע את האורך של גוף המטוס בו ימצא המטען המועיל, כלומר ללא החלק של תא הטייס.

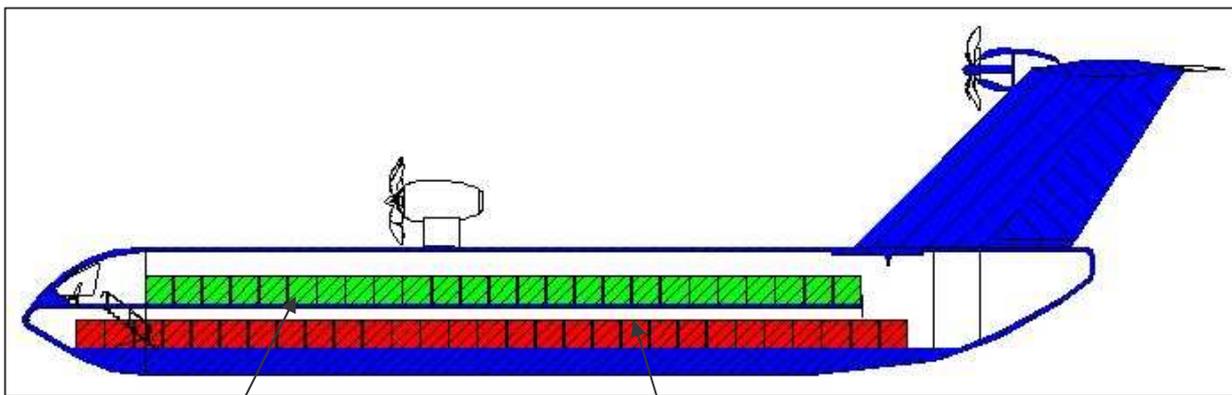
על בחירת מידת האורך של הגוף השפיעו מספר דברים, קודם כל בדקנו אורכי גוף אופייניים עבור מטוסי תובלה שונים ולפיהם הסקנו בערך מה צריך להיות אורך הגוף של מטוס בסדר גודל כמו שלנו. שנית מסת המטען המועיל המקסימלית שהוגדרה בדרישות היא 120 ton, לכן הגוף צריך להיות ארוך מספיק על מנת שנוכל להכניס לתוכו 120 ton מטען מועיל בתוך מכולות. ובנוסף לזה כפי שיהיה ניתן לראות בהמשך הוחלט להכניס את מנועי ההאצה לתוך גוף המטוס, לכן יש לדאוג שהגוף יהיה מסוגל להכיל בתוכו גם מנועים וגם מטען מועיל.

לאחר בדיקת שיקולים אלה הוחלט לעשות את גוף המטוס בצורה וממדים הבאים:



**חתך אורך של גוף המטוס וממדיו (מילימטרים)**

אורך כללי כולל הזנב , 52.43 m , אורך הגוף המועיל (החלק שיכיל את המכולות והמנועים) 45.5 m .  
כעת נדגים את סידור המכולות לאורך הגוף של המטוס:



25 ALP

50 LD3  
בשתי שורות

## 8.4 מודל כוחות אווירודינמיים

מכיוון שבמסגרת הפרוייקט לא בוצעה אנליזת CFD ולא נעשו ניסויי מנהרה על דגם המטוס, הסתפקנו בהערכת גרר מקורבת.

הערכת הגרר מבוססת על הנתונים הגיאומטריים הבאים:

- כנף מלבנית, שטח כנף 576 מ"ר, מנת מימדים 4
- מקדם עילוי מירבי 2.5
- פרופיל Clark-Y, עובי 14%, מיקום עובי מקסימלי ב-30% מיתר
- מידות הגוף: 60 x 5.5 x 6.5 מ', שטח חתך הגוף 31 מ"ר
- 3 מנועים, מידות בתי מנוע – אורך 4 מ', קוטר 2 מ'
- מידות המצופים: 12 x 1.7 x 1.5 מ'
- מצופים מותקנים על פיילונים בגובה 1 מ', המשמשים כלוחות קצה כנף (endplates)

הערכת הגרר מתחלקת לשני חלקים: הערכת גרר פרזיטי וגרר מושרה. גרר פרזיטי חושב בשיטה של component build-up ([1], [2]), אשר מיוצגת ע"י הנוסחה הבאה:

$$C_{D_0} = \frac{\sum (C_{fc} FF_c Q_c S_{wet_c})}{S_{ref}}$$

כאשר:

$c$  – אינדקס המרכיב

$C_f$  – מקדם חיכוך המעטה התלוי במספר ריינולדס (של המרכיב) ובמספר מאך של הטיסה, אשר נתון ע"י

הקשר:

$$C_f = f(Re, M) = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58} (1 + 0.144M^2)^{0.65}}$$

$FF$  – תיקון עבור גרר צורה, מחושב לכל מרכיב בנפרד עפ"י [2]

$Q$  – תיקון עבור גרר אינטרפרנציה, מוערך בצורה גסה לפי [2]

$S_{wet}$  – שטח רטוב של המרכיב, לפי [1]

$S_{ref}$  – שטח ייחוס

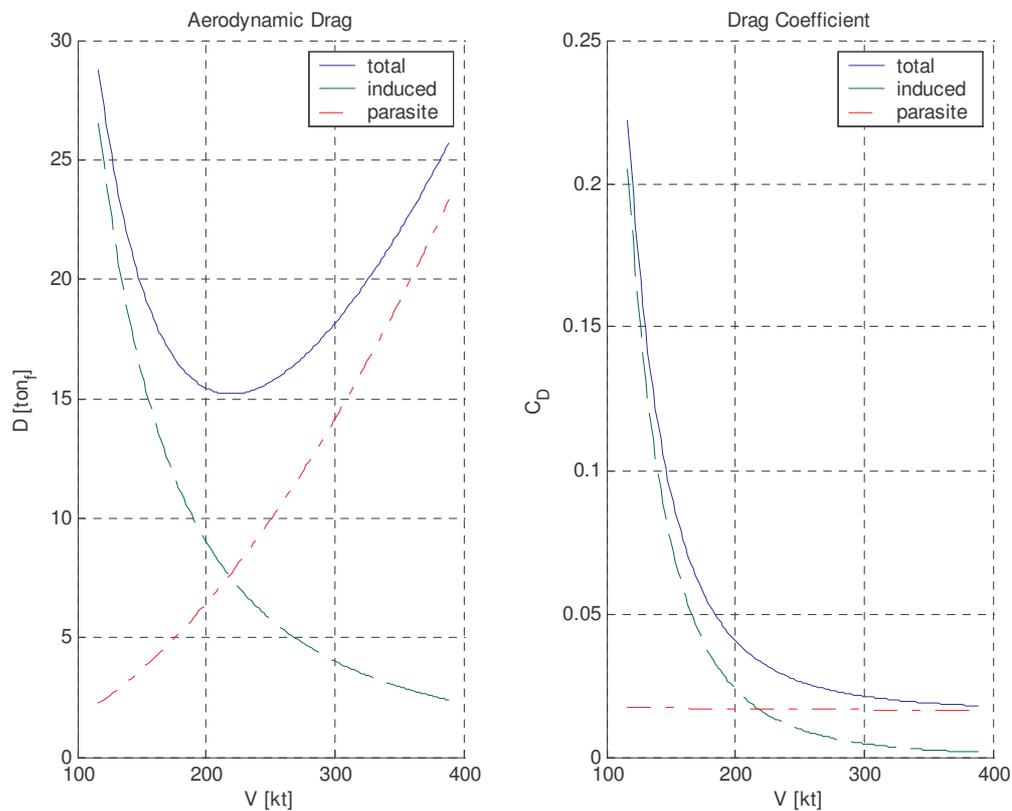
לצורך החישוב נלקחו בחשבון המרכיבים הבאים: כנף, מייצב אופקי, מייצב אנכי, גוף, בתי מנוע, מצופים.

הערכה של גרר מושרה כללה כנף בלבד והתבססה על הנוסחה הידועה:  $C_{D_i} = \frac{1}{\pi AR \cdot e} C_L^2$ , כאשר  $e$  – מקדם

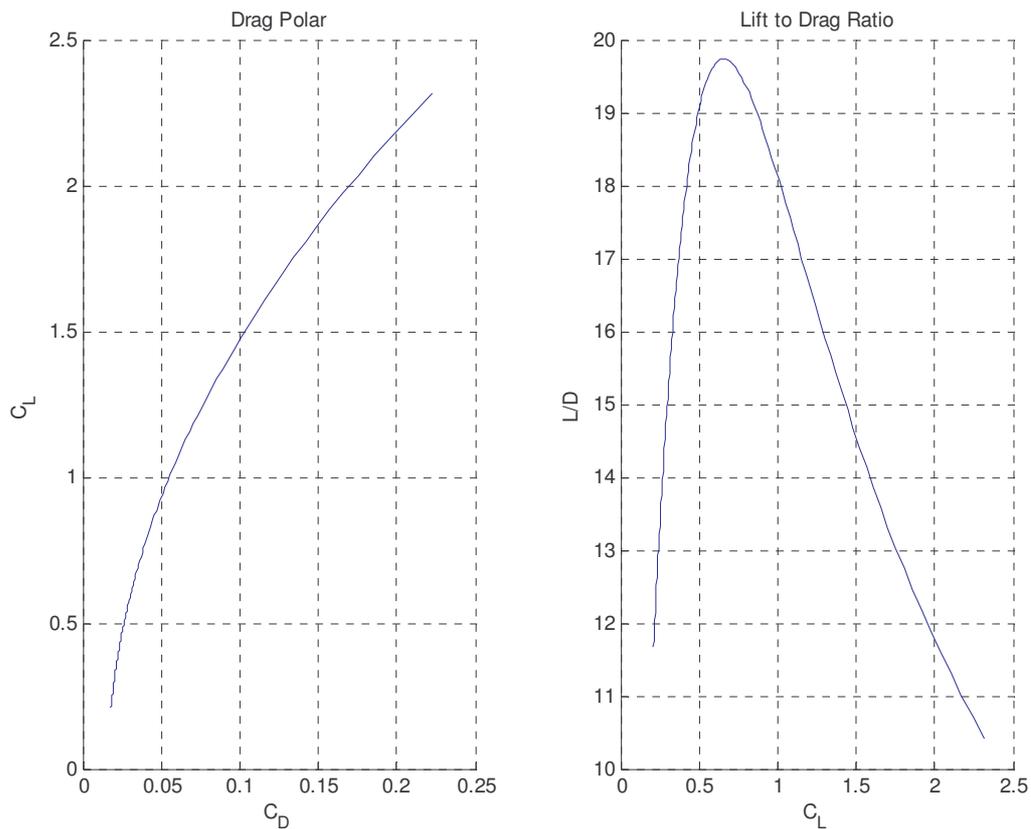
יעילות של אוסוולד (Oswald efficiency factor), שערכו בדרך כלל מסדר קטן מאחד. לפי [3] ניתן לכלול השפעה של אפקט קרקע בפרמטר הזה. ערכו תלוי בגובה יחסי של הטיסה  $h/c$ , במנת המימדים של הכנף ובפרופיל. מכיוון שאין נוסחאות אמינות לחישוב הפרמטר הזה, הסתפקנו בהערכה גסה ש- $e \approx 2$ , אשר מתיישבת עם הנוסחאות שמופיעות בפרק על תיאורית אפקט קרקע. לצורך חישוב יותר מדויק דרוש לימוד מעמיק יותר של אפקט קרקע, אשר יכול שימושי ב-CFD ואולי גם ניסויי מנהרה. במידה ויהיה ידוע הקשר שבין מנת מימדים ו- $e$ , ניתן יהיה למצוא מנת מימדים שתיתן מכפלה ( $AR \cdot e$ ) מקסימלית, ז"א תהיה אופטימלית מבחינת גרר מושרה.

מקדם הגרר הכולל נתון ע"י:  $C_D = C_{D0} + kC_L^2$ , כאשר לפי הפסקה הקודמת  $k \approx 0.040$ .

תוצאות של הערכת גרר מרוכזות בגרפים הבאים.

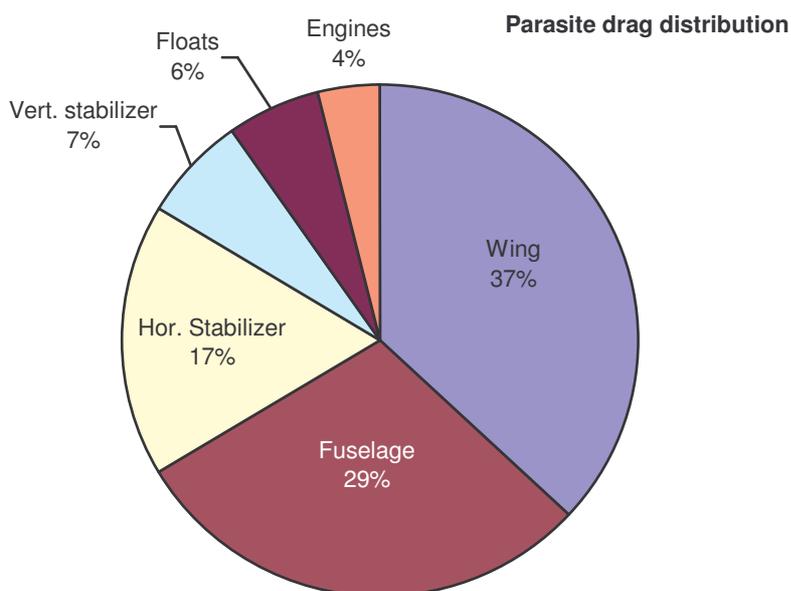


איור 1. מקדם גרר וכוח גרר כתלות במהירות



איור 2. פולרת גרר

קיבלנו מקדם גרר פרזיטי ( $C_{D0}$ ) בתחום  $0.0162 \div 0.0173$ , יחס עילוי-גרר מיטבי של 19.7, אשר מתקבל כאשר  $C_L=0.65$  ו- $C_D=0.033$  (במהירות 220 קשר). כוח גרר במהירות הנ"ל שווה 150 kN, אך במהירות ההמראה ערכו מגיע עד כדי 250-300 kN – דבר שיש להתחשב בו בבחירת מנועי האצה.



איור 3. פילוג גרר פרזיטי ביו המרכיבים (במהירות 220 קשר)

לצורך ביצוע החישובים שתיארנו כאן נכתבה פונקציית Matlab, אשר מקבלת כקלט את מהירות הטיסה, משקל המטוס, שטח ומנת מימדים של הכנף ומחזירה מקדמי עילוי וגרר פרזיטי ומושרה, כולל חלוקה לפי המרכיבים. נעזרנו באותה הפונקציה בתהליך קביעת מידות של הכנף ואנליזה של ההשפעות שלהן על ביצועי שיוט. הפונקציה מובאת הנספח א'.

במהלך הפרויקט בוצעו מספר שינויי תצורה אשר תרמו להורדת גרר. הקטנת חתך הגוף (נעשתה כאשר התברר שנשאר מקום בלתי מנוצל בתא מטען) הורידה גרר כולל בשיוט בכ-1%. הכנסת מנועי האצה לתוך הגוף הביאה ירידה נוספת של 2.5% (בתנאי שכונסי אוויר יכוסו בזמן השיוט). בסך הכל הרווחנו כ-5 kN.

## 8.5 סימולצית המראה

חשיבות הסימולציה

- האקרנופלאן מתוכנן להמריא מהמים. בזמן ההמראה, יפעל עליו כוח גרר מים גבוה מאוד. יש צורך להעריך את הכוח הנ"ל, כדי להגדיר את כוח הדחף של המנועים הדרוש להמראה.
- על תחתית גוף המטוס פועל כוח הידרודינמי אדיר, לכן הערכתו של הכוח הנ"ל נחוצה לתכנון מאוחר יותר של מבנה הגוף.

תצורות המראה

משטחי עילוי תת מימיים

גישה ראשונה הייתה להשתמש במשטחי עילוי תת מימיים, שירימו את גוף המטוס מעל המים, עד שהמטוס יצבור מספיק מהירות, ויוכל להרים את עצמו לאוויר בעזרת עילוי אווירודינמי.

באתר אינטרנט : Russian hydrofoil page by Konstantin Matveev

נמצאו נוסחאות שבעזרתן ניתן לחשב גרר ועילוי של משטחי עילוי תת מימיים - hydrofoils. אופן חישוב כוחות הידרודינמיים על משטחי העילוי התת-מימיים הוא בעזרת הנוסחאות בנספח א' באתר נמצא קובץ Excel, שמבצע חישובי עילוי וגרר בעזרת הנוסחאות האלה. מתוצאות החישוב של תצורות שונות של משטחי עילוי אלה, התקבל שהגרר ההידרודינמי הפועל עליהם בזמן ההמראה הינו אדיר- דבר שגורם לבעיות מבנה ומשקל. חיסרון נוסף הוא הגרר האווירודינמי הפועל על משטחי העילוי הנ"ל בזמן טיסה. מסיבות אלו הוחלט להקנות לתחתית המטוס צורה הידרודינמית מיוחדת, דומה לתחתית סירה, ולהשתמש בה לשם המראה.

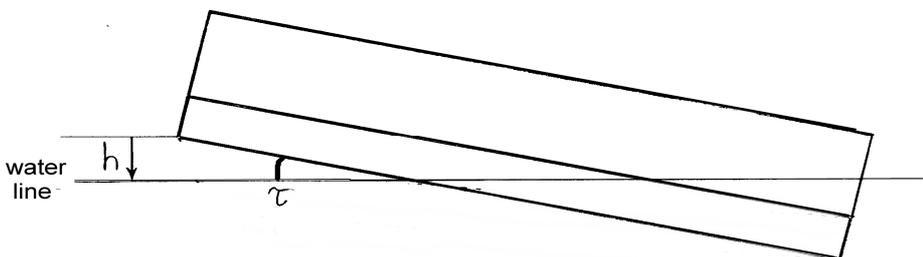
המראה בעזרת תחתית גוף המטוס

נכתבה סימולציית matlab שמדמה את המראה המטוס מהמים. בסימולציה זו, יש למטוס 3 דרגות חופש:

1.  $x$  – תזוזה צירית, ציר ההאצה של המטוס
2.  $h$  – גובה המטוס מעל המים (נמדד מאף המטוס)
3.  $\tau$  – זווית ההתקפה של המטוס נגד המים

כך נראה מודל המטוס

בסימולציה שלנו:



המטוס מדומה על ידי גוף מלבני עם חתך מלבני, עם תחתית משולשת, כפי שהיא תוכננה. חושבו כוחות המים הפועלים על המטוס כתלות במהירות המטוס, זווית ההתקפה נגד המים, וגובה המטוס מעל המים.

חישוב גרר המים היא בעיה לא פשוטה מהסיבה שהמהירות בה המטוס נע על פני המים גבוהה בהרבה ממהירות אופיינית של ספינות, ולא נמצא מידע מספק בתחום מהירויות זה. לכן, חישובי גרר המים על המטוס נעשו בעזרת קירובים הנדסיים, והנחות מפשטות, תוך שאיפה להיצמד כמה שיותר למציאות. גרר המים מורכב מגרר צורה, גרר חיכוך, וגרר גלים. כל אחד מהרכיבים חושב בנפרד.

ישנו חישוב גם של כוח הציפה ושל כוח הגלישה הפועלים על המטוס.

כוח הגלישה

כוח גלישה הוא כוח נורמאלי לגוף (לכן יש לכוח זה רכיבי גרר ועילוי), הפועל על גוף שנע על פני המים, עם זווית התקפה נגד המים.

בספר שחוקר את תופעת הגלישה על המים, בשם:

Design of high speed boats by Peter Payne

נמצאו נוסחאות, שבעזרתן ניתן לחשב את כוח הגלישה על גוף של ספינה שנעה בתוך המים המצורפות בנספח א'

צורת תחתית גוף המטוס נבחרה להיות משולשת, לכן גם הנוסחאות בהן נעשה שימוש הן מתוך איור של prismatic. בנוסחא לכוח הנורמאלי, הוזנחו האיברים של buoyancy (ציפה) ושל dynamic suction.

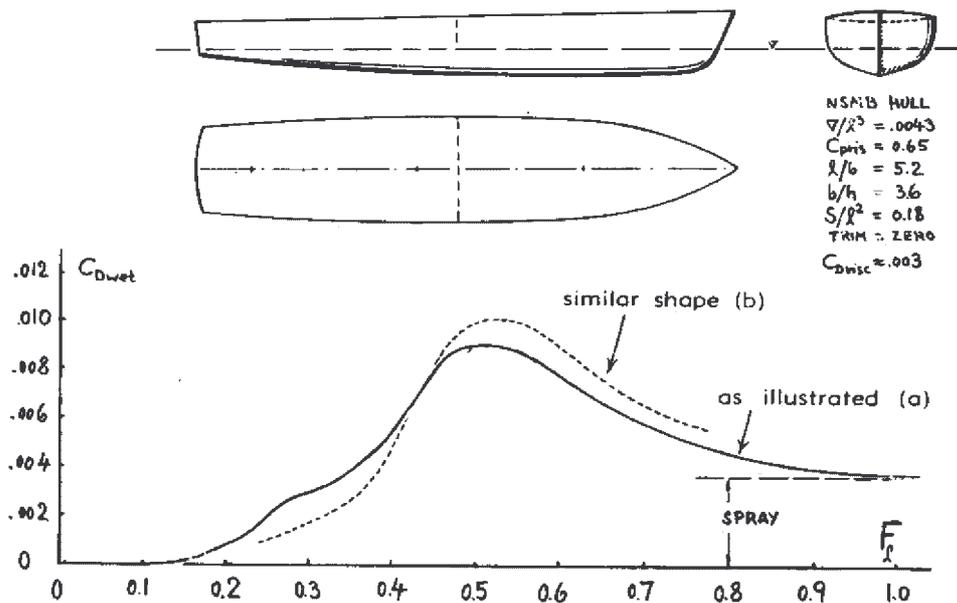
כוח ציפה

כוח הציפה חושב בעזרת חישוב נפח חלק המטוס הטבול במים, שהוא בעצם זה שמייצר את כוח הציפה. נפח זה חושב בעזרת גיאומטריה של מודל המטוס המתקבלת מידיעת

h-1 tau

גרר גלים וסילוני מים (wave/spray drag)

חישוב כוח זה נעשה בצורה מקורבת בעזרת המידע שנלקח מהגרפים מתוך הספר Drag by Hoerner. להלן הגרף בו נעשה שימוש:



עקומת הגרר קורבה בעזרת ארבעה קטעים ליניאריים אשר בעזרתם חושב מקדם גרר הגלים. הגרר הכולל מתקבל

$$D_{w-s} = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_{Dw-s}$$

מהנוסחא:

גרר חיכוך

גרר החיכוך פועל על פני החלק התחתון של גוף המטוס הנוגע במים. כדי לחשב את גרר החיכוך יש לדעת את השטח הרטוב (של חלק המטוס הטבול במים) ואת מקדם הגרר.

עבור מהירות אופיינית של המטוס בזמן המראה. התקבל מקדם חיכוך הבא: Payneמקדם הגרר נלקח מתוך הספר של  $C_f=3.5e-03$ .

השטה הרטוב התקבל מתוך חישוב גיאומטרי התלוי בגובה המטוס מעל המים ובזווית ההתקפה של המטוס נגד המים. גרר חיכוך הכולל נתון ע"י הנוסחה:

$$D_{friction} = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{wet} \cdot C_f$$

גרר צורה

גרר זה חושב בעזרת נוסחאות אמפיריות שנלקחו מתוך הספר .soprotivlenie vodi dvizheniju sudov1966 (A.A. Kostukov ) הנוסחאות בהן נעשה שימוש הן:

$$C_{DS} = 0.09 \cdot \sqrt{\frac{S_{front}}{2L_k}} \quad D_{shape} = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{front} \cdot C_{DS}$$

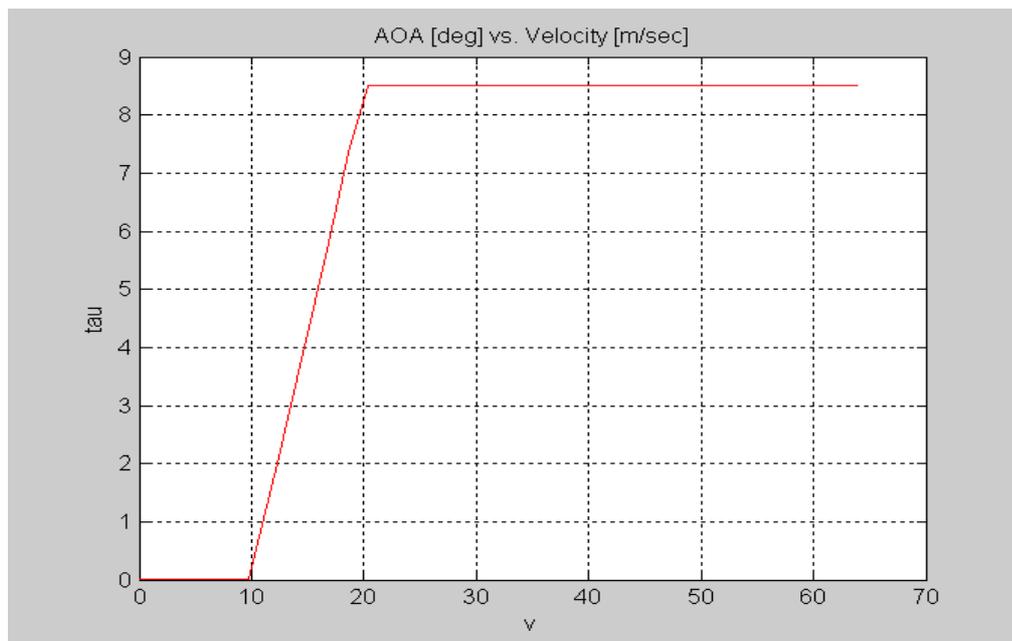
$L_k$  = length of curved stern

בנוסף לכוחות הנ"ל נלקחו בחשבון גם גרר ועילוי אווירודינמיים. כל הגורמים הנ"ל הוכנסו לתוכנת MATLAB אשר מבצעת את סימולצית ההמראה בעזרת אינטגרציה נומרית של משוואות NEWTON בצעדי זמן קטנים.

ביצוע הסימולציה

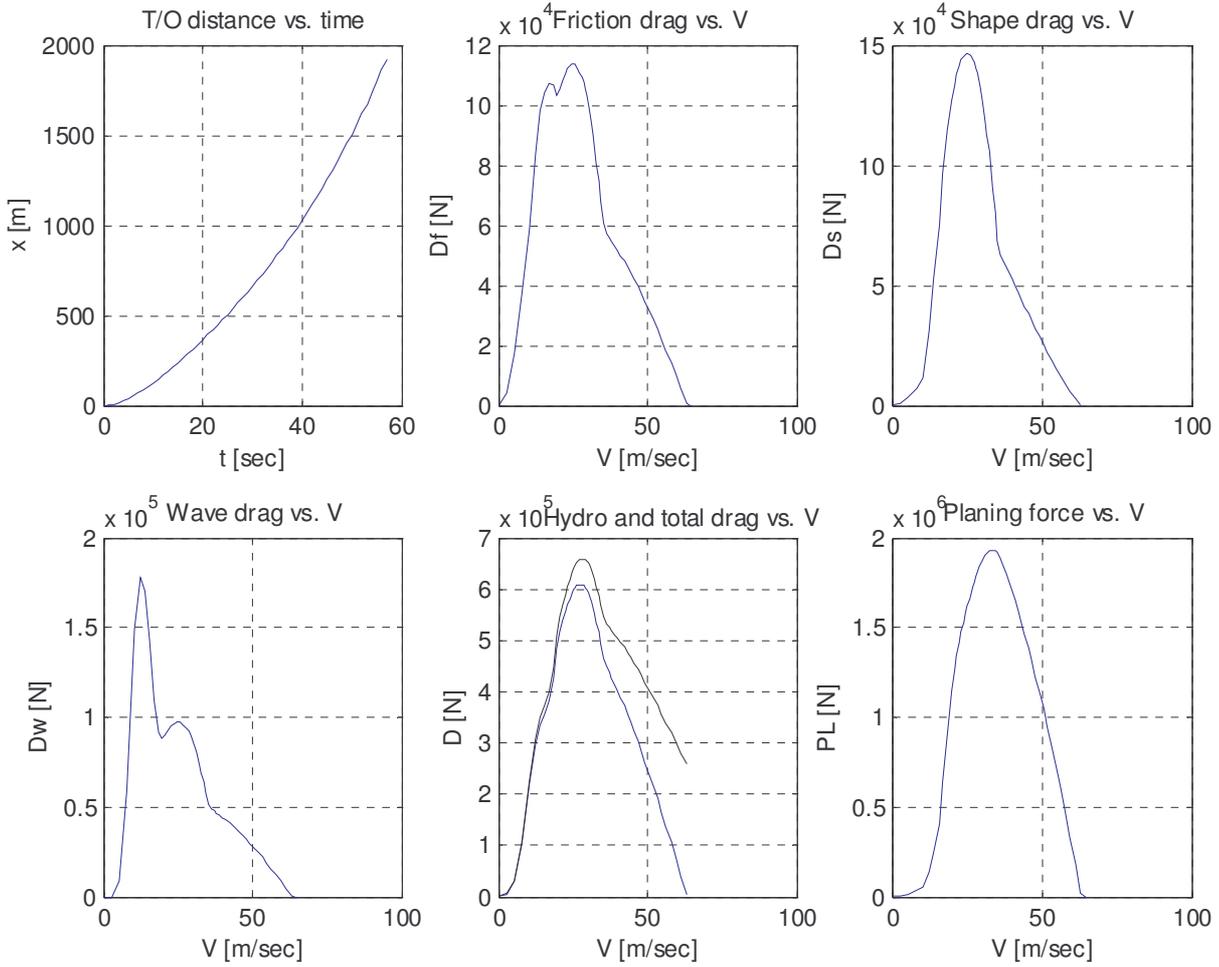
בכל מהירות וזווית התקפה כנגד המים נתונים, מחושב גובה המטוס מעל פני המים, תוך שימוש בסכום כוחות עילוי אוויר ומים, וקבלת שיווי משקל. כאשר ידוע גובה המטוס מעל פני המים, מבוצע חישוב של כוחות גרר המים. חישוב כוחות גרר המים והאוויר ודהף המנועים מאפשר לחשב את התאוצה הצירית של המטוס באותו הרגע.

זווית ההתקפה של המטוס כנגד המים נלקחה, בתור הנחה, בצורה הבאה:



תחילה, הזווית tau היא אפס, מכיוון שאין למטוס שליטה רבה על מומנט העלרוד. לאחר מספר הרצות, התקבל ש tau סופי אופטימלי, המביא לזמן ומרחק המראה מינימלי הוא 8.5 מעלות. לכן זוהי הזווית tau שנבחרה לשלבי ההמראה המאוחרים.

התוצאות שהתקבלו מוצגות בגרפים שלהלן:



התוצאות העיקריות שהתקבלו הן:

- מרחק המראה 1920 מ'.
- זמן המראה כ- 57 שניות
- גרר מקסימאלי – 67[Tonf]

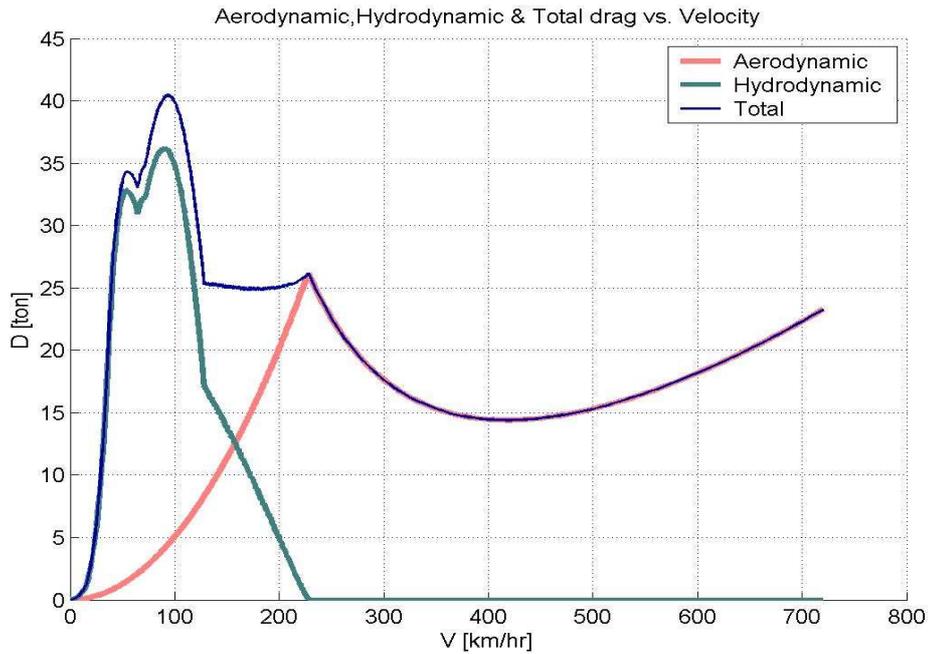
בעזרת גרר מקסימאלי זה, נבחרה תצורת המנועים (מנועי האצה).

## 8.6 תצורת מנועים

### קונפיגורציה A

לפנינו כאנשי המנועים עמדה משימה קשה, למצוא קונפיגורציה המנועים בשביל מטוס מאוד לא סטנדרטי ועם תנאי טיסה מאוד לא רגילים.

כמובן שעלינו לבחור מנועים לפי המודל הגרר שקיבלנו מהקבוצות שטיפלו בגרר האווירודינמי וההידרודינמי:



מהגרף של מודל הגרר רואים שעד ההמראה גרר המים הוא גדול מאוד, מה שמוביל אותנו למסקנה שנצטרך לשים מנועים חזקים מאוד לשלב ההמראה. לעומת זאת רואים שבאזור השיוט המשוער יש גרר הרבה יותר קטן מזה של ההמראה, זה אומר שלא נצטרך להשתמש בכל הדחף האדיר שנשתמש בהמראה.

הפתרון שאנו מציעים, זה להשתמש בשני מנועי מניפה גדולים להמראה ושני מנועי מניפה קטנים לשיוט.

המנועים שנבחרו להמראה CF6-80E1A2, ולשיוט CF6-6. בחרנו אותם מהרבה מנועים בקלאס שלהם, לפי התכונות הטובות ותצרוכת הדלק הנמוכה.

מנועי שיוט CF6-6

*General Electric*

Fan diameter: 2.667 [m]

Length: 4.775 [m]

Max thrust: 19.17 [ton]

Dry weight: 3,896 [kg]

TSFC (max thrust) : 0.35 [kg/hr/kgf]

TSFC (cruise) : 0.62 [kg/hr/kgf]

Aircraft applications: DC-10



---

מנועי המראה CF6-80E1A2

*General Electric*

Fan diameter: 2.794 [m]

Length: 4.343 [m]

Max thrust: 30.617 [ton]

Dry weight: 4,865 [kg]

TSFC (max thrust) : 0.33 [kg/hr/kgf]

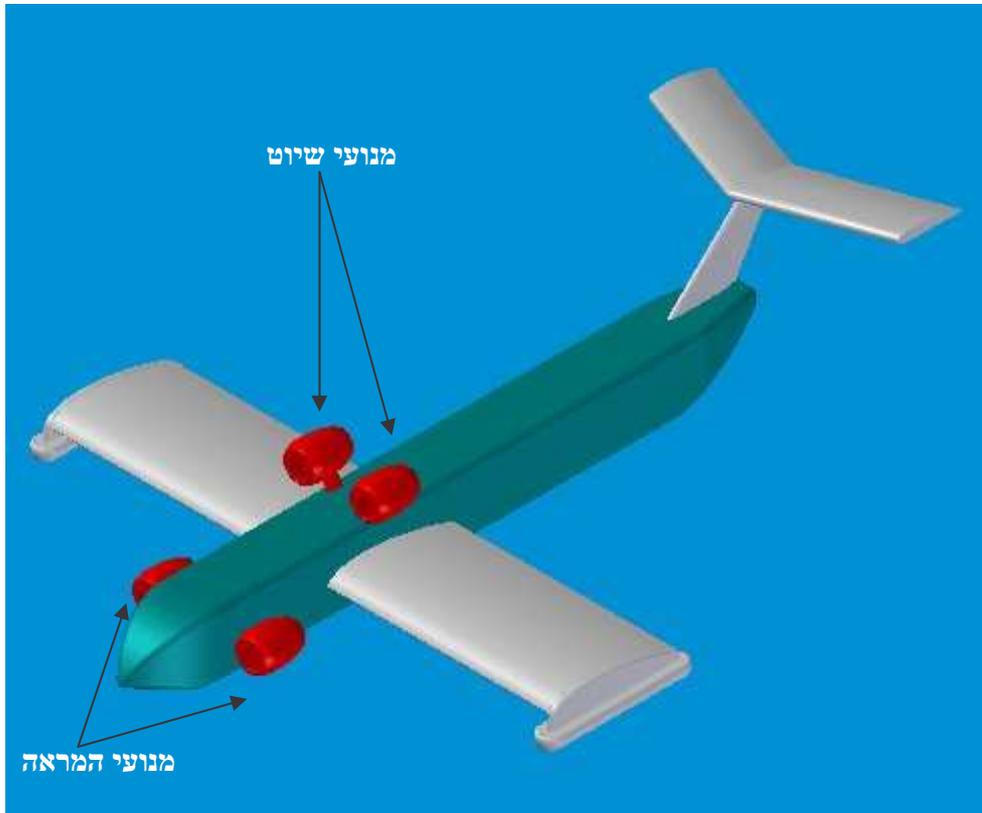
TSFC (cruise) : 0.562 [kg/hr/kgf]

Aircraft applications: Airbus A330-300



## מיקום המנועים

מיקום המנועים היה בעיה הקשה מאוד. הצורך להתחשב בגורמים כאלה קשים מבחינת פעולה של המנועים כמו: טיפות מים העפות מעף המטוס בעת ההמראה, מיקום נמוך של הכנפיים מעל פני המים, לא אפשרה לנו למקם מנועים במקומות הקונבנציונאליים כמו: מתחת לכנפיים, ליד או בתוך הזנב. לכן מצאנו להם מקום בחלק הקדמי של המטוס, כפי שניתן לראות בתמונה:



מיקום המנועים לא מאפשר לטיפות מים להגיע לתוכם, גם הדחף של מנועי שיוט לא מקלקל את הזרימה על הזנב, כי הם מרוחקים מאוד ממנו. הגורם החשוב במיקום מנועי המראה זה אפשרות ליצירת כרית אוויר מתחת לכנפיים וגם חוסר אפשרות למים להגיע לתוך המנועים.

### חישוב הטווח המקסימלי

לצורך ידיעת ביצועי המטוס חישבנו את הטווח המקסימלי של המטוס בתצורה זו של המנועים.

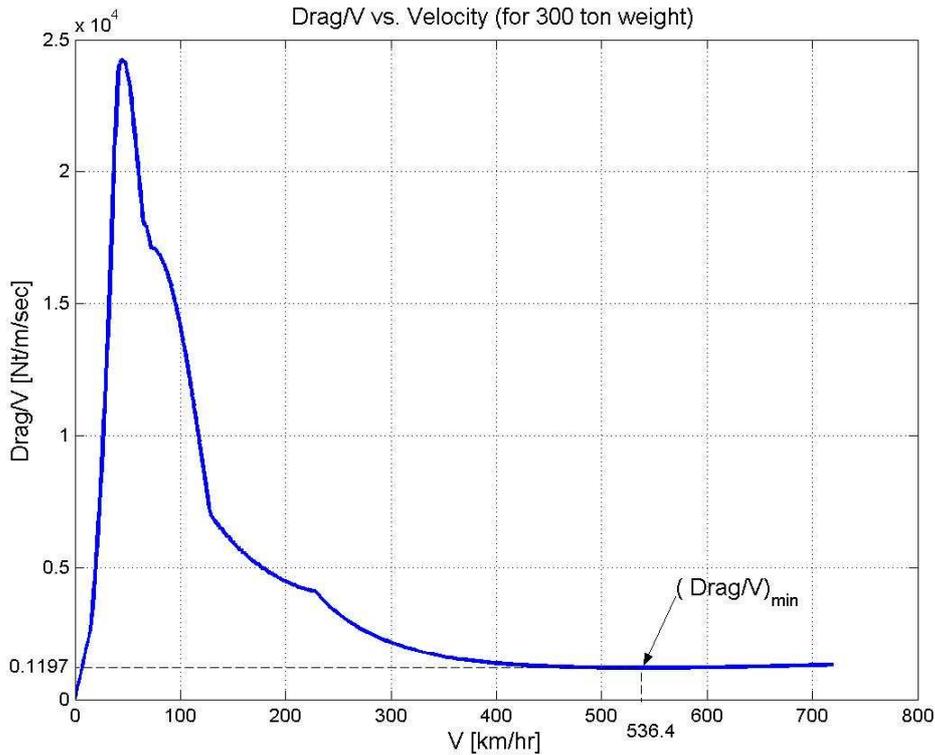
הנחות לחישוב הטווח המקסימלי בשיוט למנוע סילון:

- בזמן השיוט שני מנועי שיוט פועלים ושני מנועי המראה מכובים.
- שיוט בגובה פני הים.
- TSFC קבוע.
- $C_L$  קבוע.

$$SR = \frac{V}{FF} = \frac{V}{TSFC \cdot D}$$

הטווח הספציפי למנועי סילון הוא:

מהנוסחה רואים שטווח מקסימלי מתקבל, כאשר היחס  $D/V$  מינימלי, ב  $TSFC$  קבוע. לכן ציירנו גרף של  $D/V$  נגד המהירות.



מהגרף רואים שמהירות האופטימאלית לשיוט היא 536.4 קמ"ש.

מתוך הנחה שמשקל המטוס הוא 300 טון ומשקל הדלק הכולל 60 טון, נחשב את הטווח המקסימלי לפי נתוני

המטוס:

$(D/V)_{min}$ [Nt/m/sec]	$C_D$	$C_L$	V[km/hr] ([knots])	T or D [ton]
1197	0.02485	0.41	536 (290)	18.18

$$\text{Range} = \frac{2\sqrt{2} \cdot \sqrt{C_L}}{g \cdot \text{TSFC} \cdot C_D \cdot \sqrt{\rho \cdot S}} \cdot \left( \sqrt{W_i} - \sqrt{(W_i - W_{f-c})} \right)$$

כאשר:

$W_i = 299$  [ton] - משקל המטוס בתחילת השיוט

$W_{f-c} = 241$  [ton] - משקל המטוס בתחילת השיוט

$S = 576$  [m<sup>2</sup>] - שטח הכנף

הטווח המקסימלי שמתקבל מהחישוב {1573 [nm]} **2914 [km]**.

לשם דוגמא בדקנו את המרחקים מחיפה לערים באירופה שנמצאות על החוף של הים התיכון:

City	Range[km]	Range[nm]
Antalya ✓	635	343
Istanbul ✓	1777	960
Napoli ✓	2704	1460
Venice ✓	2787	1505
Marseille X	3090	1669
Barcelona X	3455	1866
London X	6836	3691

מהטבלה רואים שאנו לא מגיעים לערי צרפת וספרד. כמובן שהביצועים האלה לא מרשימים ואינם מספיקים 000000, ולכן נרצה להגדיל את הטווח.

## קונפיגורציה B

הוחלט לצורך הגדלת הטווח המקסימלי של המטוס להשתמש במנועי פרופ'. כי ידוע שבגובה נמוך מנועי פרופ' יעילים הרבה יותר, ומנועי סילון להפך. אבל כנראה נצטרך לשייט במהירות נמוכה יותר, שיגרום לזמן הטיסה רב יותר. לצורך החלפת מנועי שיות נמצא מנוע טורבו פרופ' מדגם TP400-D6 בהספק גבוה מאוד.

### מנועי שיות TP400-D6

#### *Europrop*

Prop diameter: 5 [m]  
Length: 3.5 [m]  
Max power: 13,000 [SHP]  
RPM<sub>max</sub> : 840  
Dry weight: 1,830 [kg]  
SFC : 0.17 [kg/hr/SHP]



Aircraft applications: Airbus A400M

#### חישוב הדחף

חישוב הדחף נעשה לפי הנוסחה הבאה :

$$T = \frac{\eta_{pr} P_{av}}{V} \cdot \frac{N}{N_{max}}$$

כאשר :

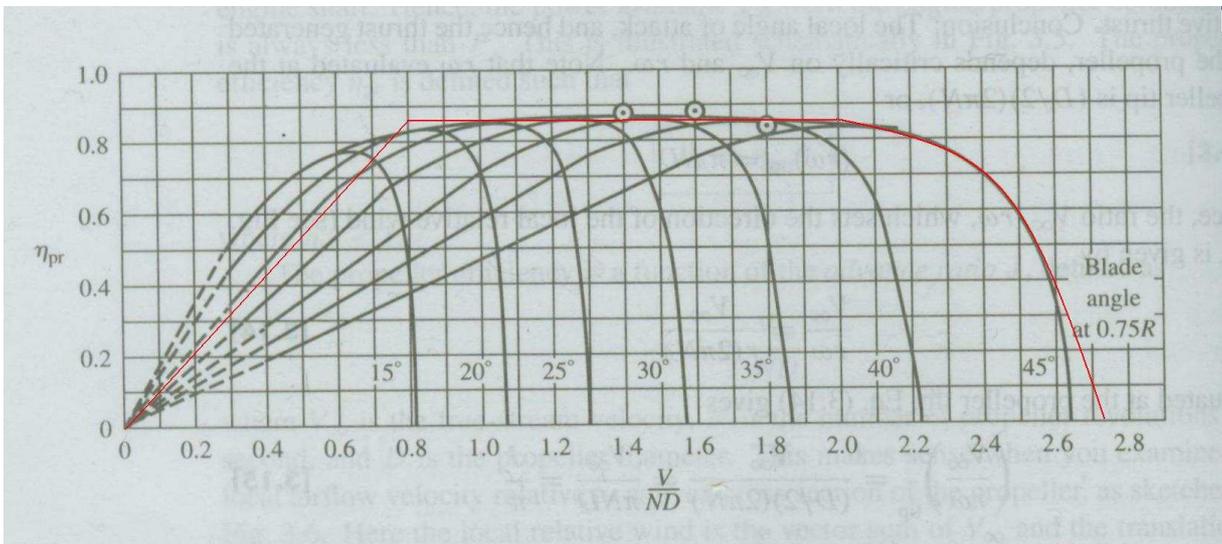
$N$  - מס' הסל"ד  
 $\eta_{pr}$  - נצילות המדחף  
 $P_{av}$  - הספק זמין

$$J = \frac{V}{ND}$$

נצילות המדחף תלויה ביחס ההתקדמות  $J$ , כאשר :

$D$  – קוטר המדחף

מצאנו בספרות גרף המתאר את היחס בין  $J$  ל- נצילות המדחף עם פסיעה משתנה, עם אותו מס' להבים. גרף בנוי לטווח גדול של זוויות פסיעה, ועל-ידי שינוי של זווית הפסיעה נוכל להימצא בכל נקודה על הגרף.



לצורך החישוב קירבנו את הגרף ע"י שני קווים ישרים ופרבולה:

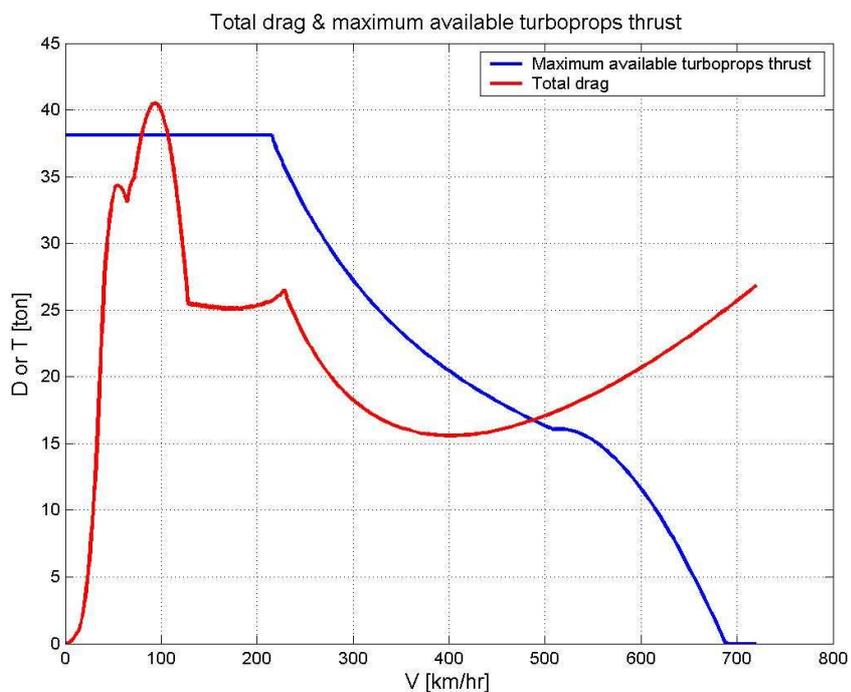
$0 < J < 0.8 \rightarrow$  Propeller efficiency  $\approx J$

$0.8 < J < 2 \rightarrow$  Propeller efficiency  $\approx 0.85$

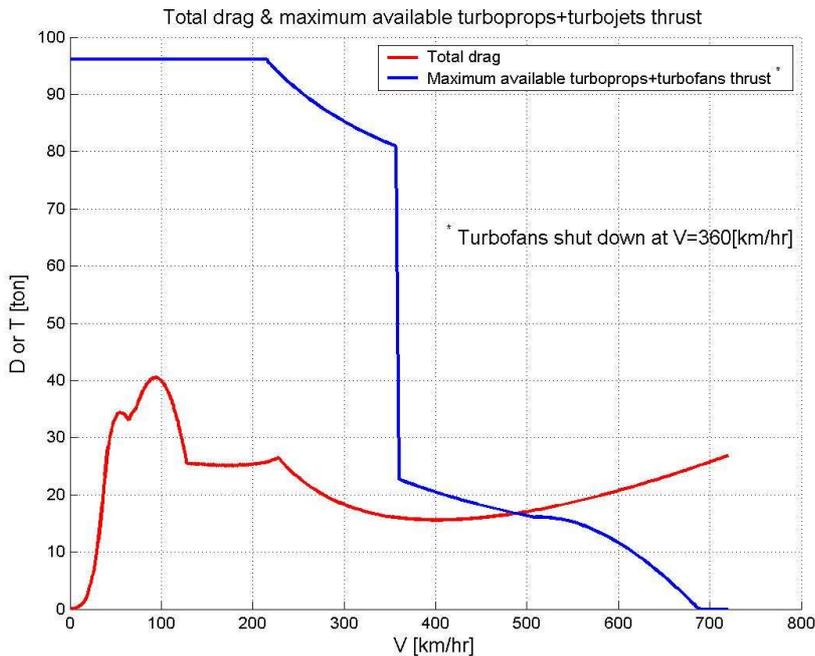
$2 < J < 2.73 \rightarrow$  Propeller efficiency  $\approx -2.4167 * J^2 + 10.2833 * J - 10.06$

הדחף הזמין שמתקבל עבור 3 מנועים שמספרם נקבע אחרי כמה איטרציות מתואר בגרפים הבאים:

**Maximum available thrust of 3 TP400-D6 turboprops at  $N=N_{max}$  &  $P_{av}=0.9 * P_{max}$**



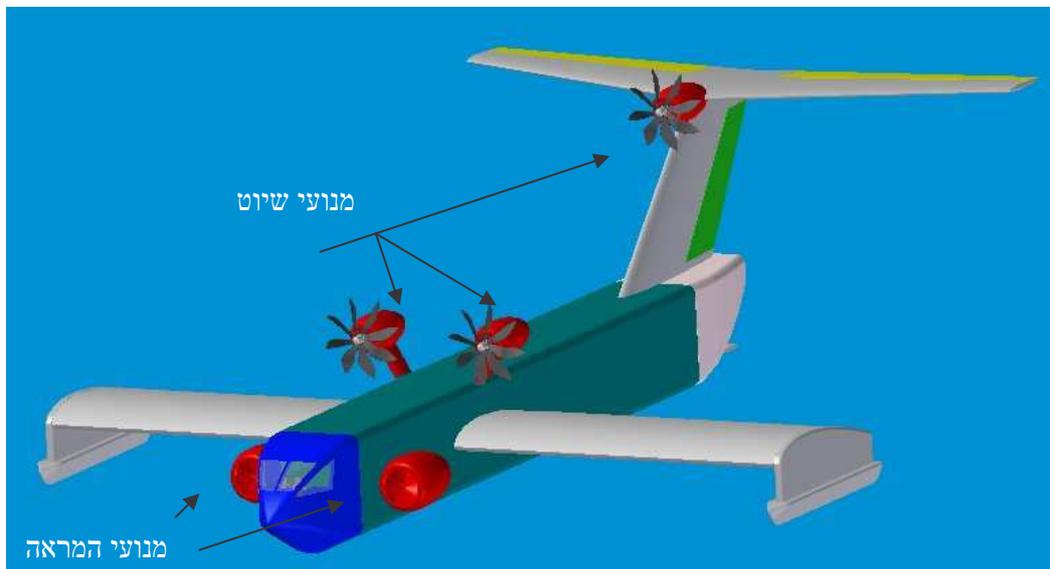
**Maximum available thrust of 3 TP400-D6 turboprops at  $N=N_{max}$  &  $P_{av}=0.9*P_{max}$  & 2 CF6-80E1A2 turbofans at 94.7% of maximum thrust (TO simulation)**



רואים מהגרפים שיש לנו דחף עודף עד המהירות של 490 קמ"ש.

**מיקום המנועים**

מיקום המנועים נבחר מאותם השיקולים כמו בקונפיגורציה A, רק עכשיו יש לנו 3 מנועים במקום 2. טורבו פרופ' החלטנו למקם כמו שמיקמנו מנועי סילון בקונפיגורציה A, ומנוע נוסף מיקמנו גבוה על הזנב.



**חישוב הטווח המקסימלי**

לצורך ידיעת ביצועי המטוס את חישובנו הטווח המקסימלי של המטוס בתצורה זו של המנועים. הנחות לחישוב הטווח המקסימלי בשיוט למנוע טורבו פרופ':



מתוך הנחה שמשקל המטוס הוא 300 טון ומשקל הדלק הכולל 60 טון, נחשב את הטווח המקסימלי לפי נתוני

המטוס:

(L/D)max	V[km/hr] ([knots])	T or D [ton]	N [rpm]
19.24	403 (217)	15.6	647

$$\text{Range} = \frac{\eta_{pr} \cdot C_L}{g \cdot \text{SFC} \cdot C_D} \cdot \ln \left( \frac{W_i}{W_i - W_{f_c}} \right)$$

כאשר:

$W_i = 299$  [ton] - משקל המטוס בתחילת השיוט

$W_{f_c} = 241$  [ton] - משקל המטוס בתחילת השיוט

$\eta_{pr} = 0.85$  - נצילות המדחף

$\text{SFC} = 0.17$  [kg/hr/SHP] - תצרוכת הדלק הסגולית

הטווח המקסימלי שמתקבל מהחישוב {3067 [nm]} **5680 [km]**.

טווח זה גדול יותר מהטווח שהוצג בתצורת המנועים הקודמת ויאפשר להגיע ליעדים רחוקים יותר.

## 8.7 משקלים במטוס

ראינו שמטוס המתוכנן לטוס מעל הים אמור להיות בעל מימדים גדולים על מנת לנצל את אפקט הקרקע במלואו ולכן החלטנו לתכנן מטוס תובלה גדול. ערכנו סקר שוק וראינו שמטוסי תובלה ימיים שוקלים כמה מאות טון למשל: משקלו של 3000 Pelikan טון ומשקלם של KM ו-Orlenok 500, 140 טון בהתאמה. ההחלטה הייתה לתכנן מטוס שמשקל ההמראה שלו הוא 300 טון.

באיטליה אפס תהליך קביעת המשקל המועיל נעשה באופן סטטיסטי: בדקנו את היחס משקל מועיל/משקל ההמראה של מטוסי תובלה ימיים קיימים וראינו שהיחס נע בין 0.2 לבין 0.6 בחרנו יחס 0.4 ולכן משקל מועיל הוא 120 טון. הערכת משקל הדלק הדרוש למשימה נעשתה בעזרת ספר Airplane design by Jan Roskam part 1 p.9-16, הערכנו את היעילות האווירודינמית ומהירות השיוט ובידיעת טווח ושהייה הרצויים מצאנו כי יש צורך ב-60 טון דלק להשלמת המשימה. שאר המשקלים כגון משקל הגוף, כנף, זנבות אופקית ואנכית, מערכות מותקנות ומנועים הוערכו על בסיס סטטיסטי מתוך ספר Airplane design by Jan Roskam part 5 p.3-15. בהערכות שלנו התבססנו על מידע על מטוסי תובלה גדולים הדומים למטוס המתוכנן.

בהמשך מצאנו נקודה ניטרלית של המטוס על סמך הערכות ראשוניות של מקדם העילוי באפקט קרקע וקבענו את המיקומים של מרכזי כובד של המרכיבים השונים כך שמרווח היציבות של המטוס כאשר המטוס נמצא במצב בו מרכז הכובד האחורי ביותר יהיה 4%.

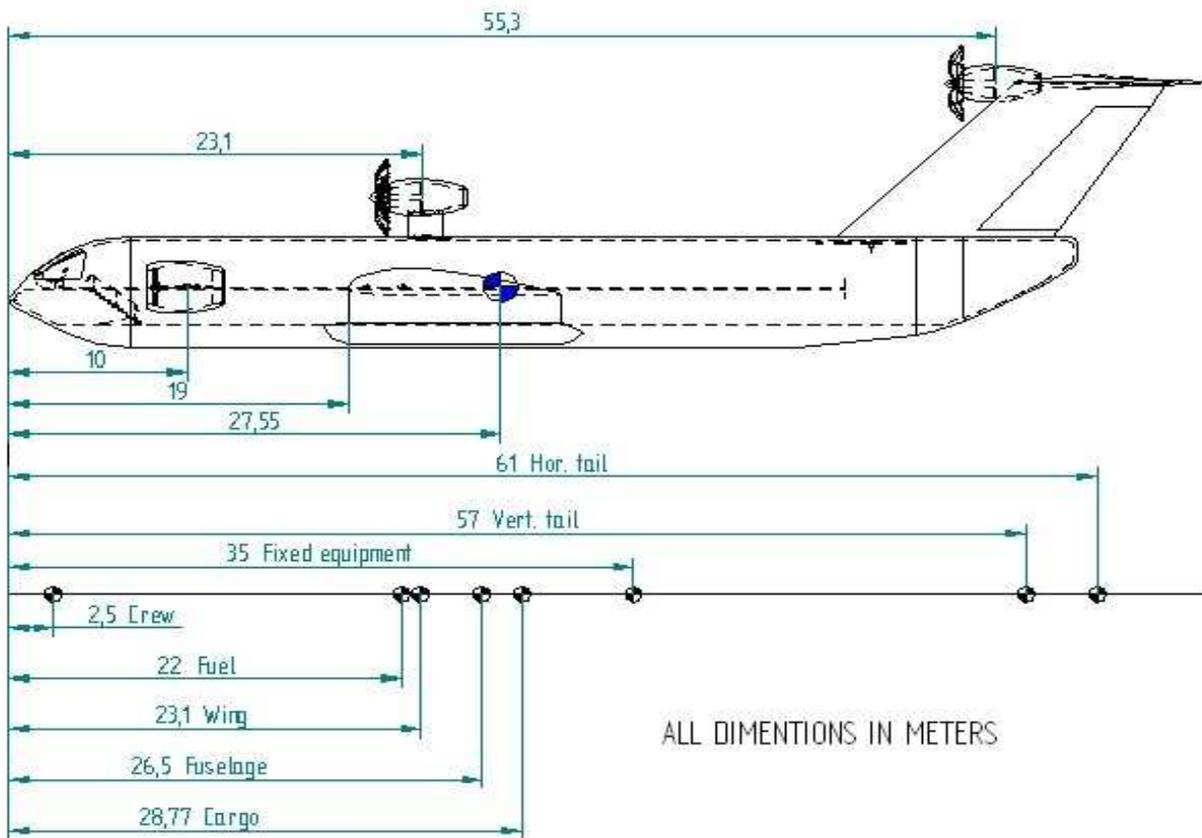
בנוסף, מצאנו את המגבלה הקדמית למרכז הכובד, שרטטנו צנטרוגרמה (דיאגרמת תזוזה של מרכז הכובד במהלך המשימה) וראינו שהמטוס יציב ומסוגל להגיע ל-Climax שלו במהלך כל המשימה.

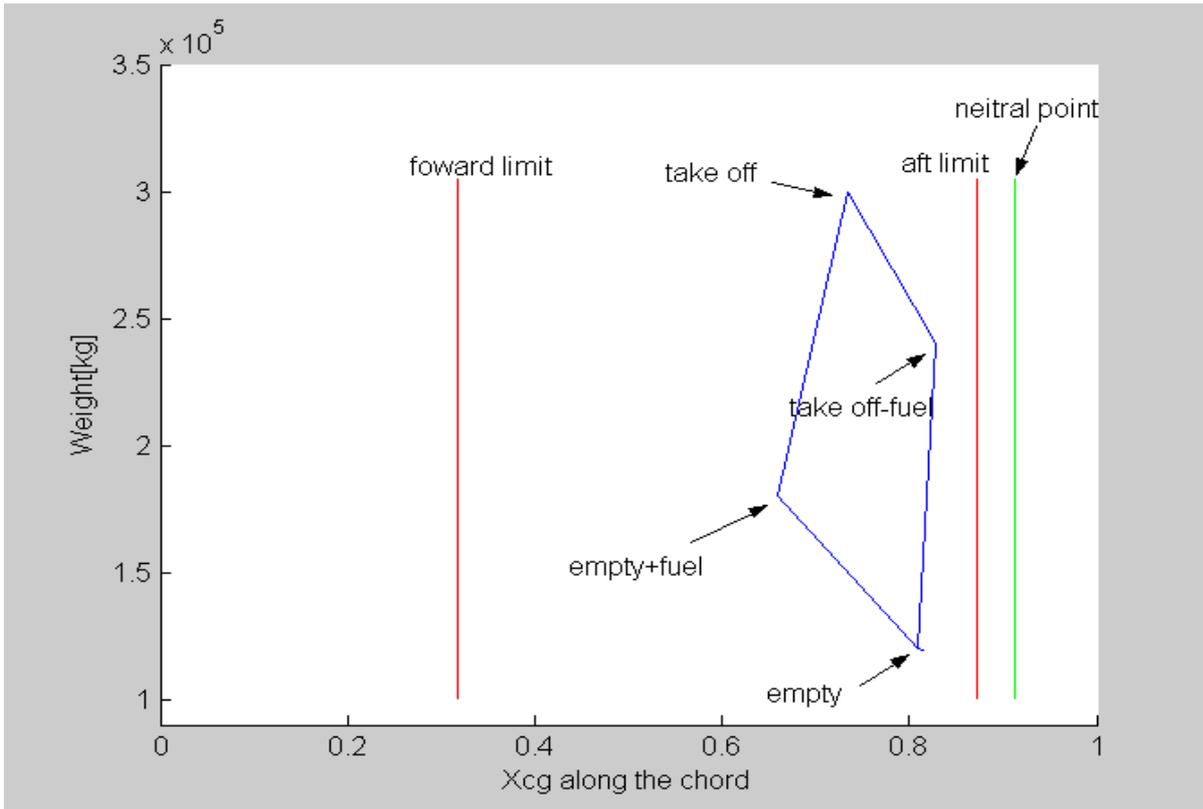
כל התהליך הנ"ל היה איטרטיבי: כל פעם שהשתנה אחד מהפרמטרים כגון יעילות אווירודינמית, מהירות טיסה, משקל המנועים, דחף שהמנועים יכולים לתת, הערכה למקדם עילוי, מיקום המנועים, שטחי זנבות, שטחי כנפיים או הגדרת המשימה האופיינית של המטוס, כל ההערכות הנ"ל נעשו מחדש על מנת לקבוע מיקומים של מרכיבים השונים כך שמרווח היציבות ישמר והמטוס יעמוד במגבלה הקדמית שלו לאורך כל המשימה.

המשקלים והמיקומים שהתקבלו הם:

component	Weight [Kg]	Location [m]
fuel	60000	22
wing	29760	23.1
horizontal tail	7262	61
vertical tail	3157	57
tail prop	2659	56.3
props	5317	23.1
jets	12450	10
plant+nacelles power	16742	
fixed equipment	15970	22
fuselage	43145	26.5
payload	120000	28
crew	280	2.5
TOTAL	300000	

תמונה אחד שווה אלף מילים!

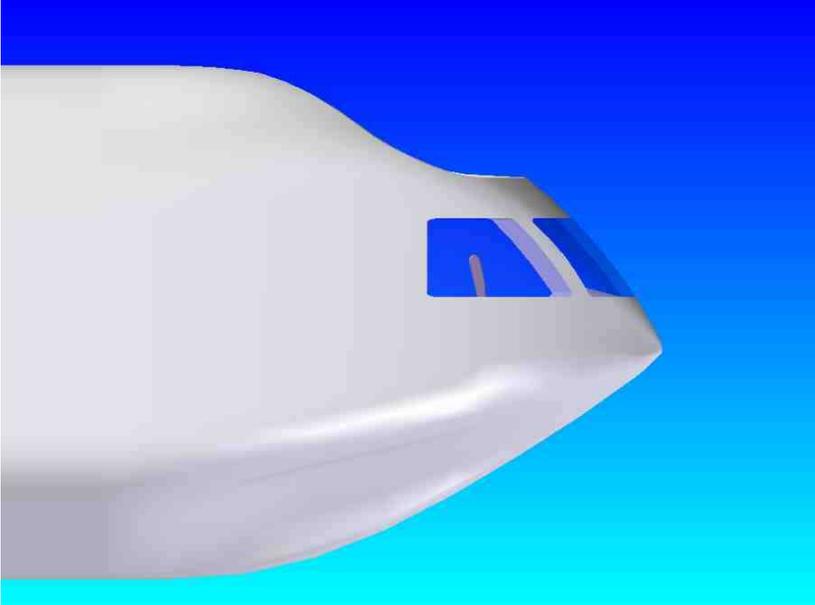




רואים שמרכז הכובד של המטוס במהלך כל המשימה נמצא לפני נקודה ניטרלית ובין הגבול הקידמי לגבול האחורי למרכז הכובד כלומר המטוס יהיה מסוגל להגיע ל-  $Cl_{max}$  המתאים לכנף שלו וישאר יציב במהלך המשימה. מתיאוריה ידוע שבאפקט קרקע יש עלייה במקדם העילוי ולכן מגבלות קידמית ואחורית זזות קדימה אך גם המרכז האווירודינמי זז אחורה ולכן כל המגבלות זזות אחורה. בגלל חוסר יכולת להעריך את התזוזה של מרכז האווירודינמי בצורה מדויקת הנחנו שהוא נמצא ב-0.33% מיתר (ללא  $X_{ac}=0.25\%$  GE מיתר). בדקנו את המקרה הכי חמור: הנחנו שאין תזוזה של  $X_{ac}$  והקירבה לקרקע היא מקסימלית וראינו שמרכז הכובד לא חורג ממגבלה האחורית שלו (זו המגבלה הכי חמורה).

## 8.8 סידור תא טייס

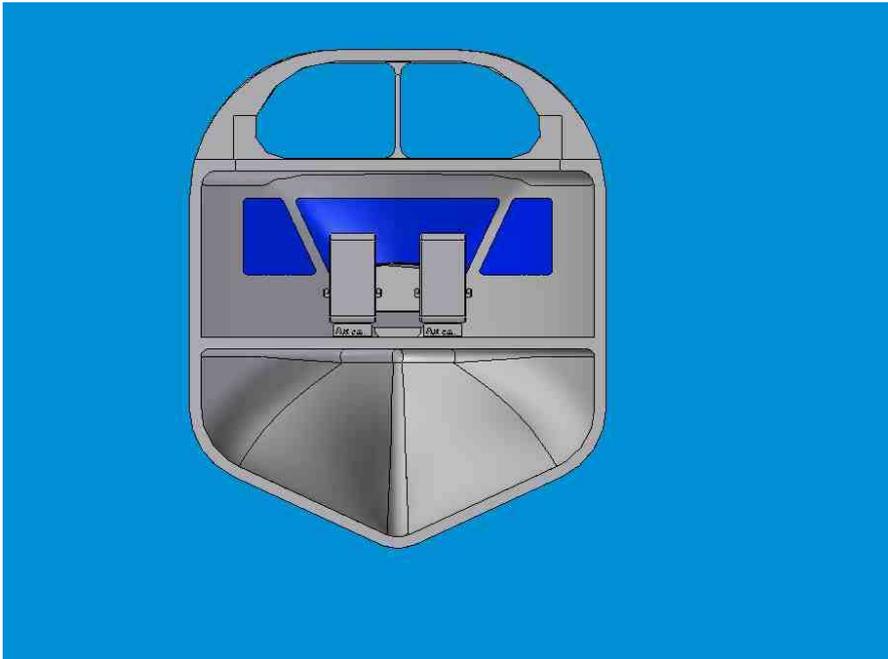
להלן מספר תמונות אשר מראות כיצד תכננו את תא הטייס.  
להלן מבט צד של המטוס:



להלן, מבט איזומטרי:



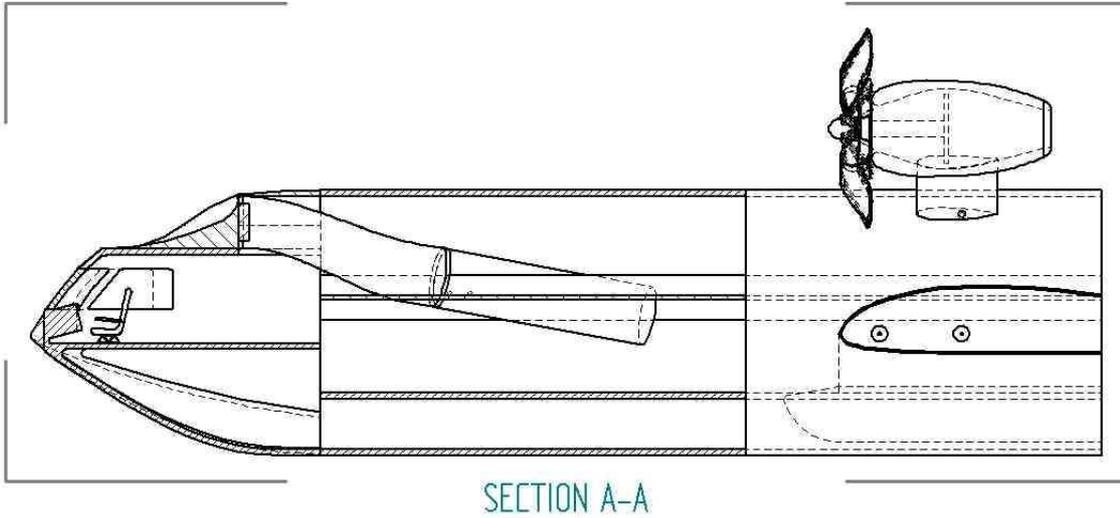
צירפנו מבט נוסף אשר בו ניתן לראות את האיזור בו ישבו הטייסים וצוות הטיסה מבפנים.



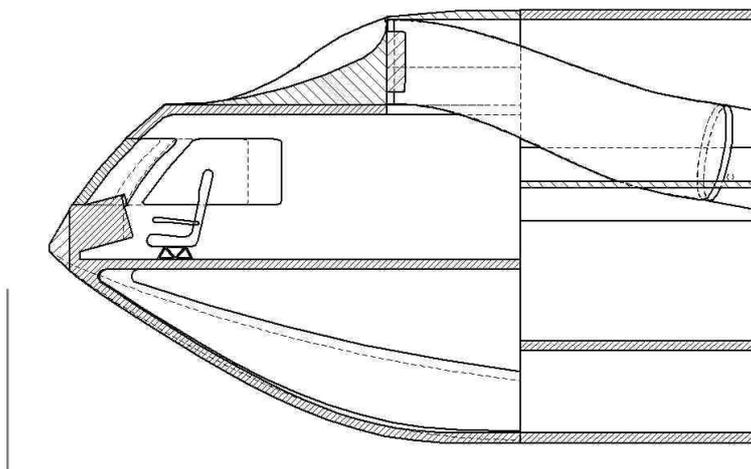
התמונה הבאה מראה את כיסאות הטייסים אשר תיכננו לפי תקנים תעופתיים לתכנון תאי טייסים, כפי שמצאנו בספרות.



בתמונה הבאה רואים חתך A-A אשר בו רואים את האיזור המוקצה לצוות הטיסה.



הגדלנו חלק זה:



צירפנו תיכנון מפורט של תא הטייס אשר יכלול שתי טייסים ואת צוות האוויר הדרוש לטיסה.

את הגדלים הסטנדרטיים לתא הטייס לקחנו מתוך:

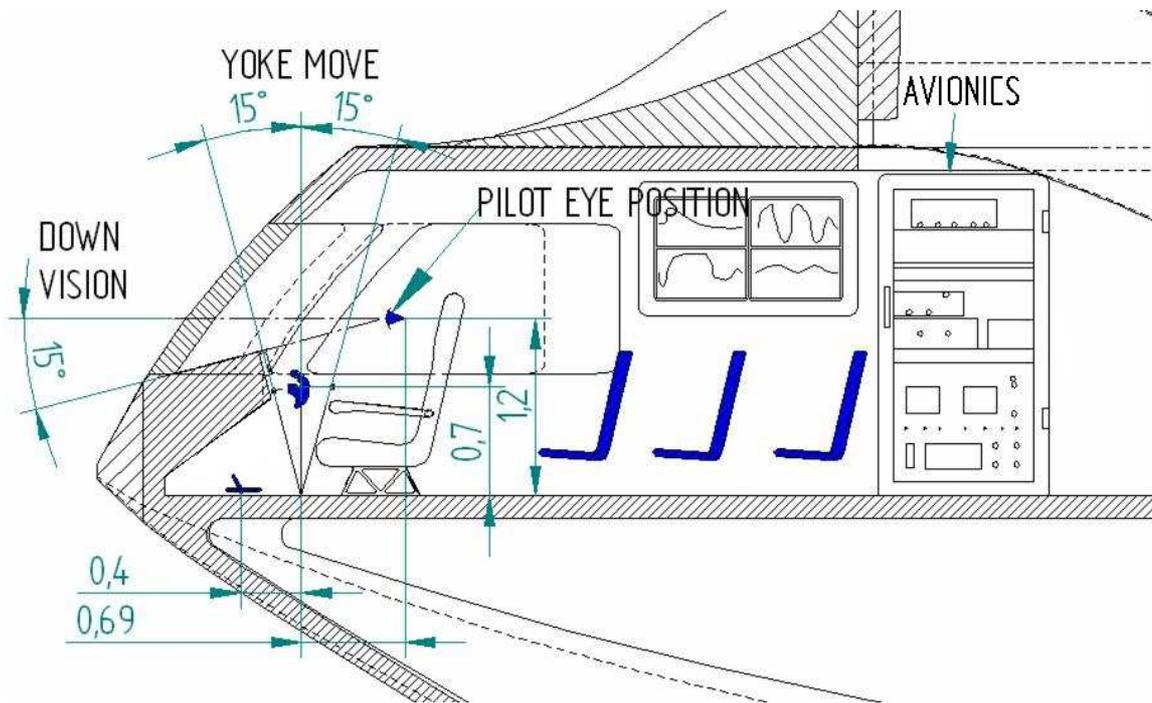
Airplane Design, Part Three:

Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage:

Cutaways and Inboard Profiles.

By Dr. Jan Roskam.

Pages 16,18,19,29,31,32



כפי שרואים מן התמונה, לטייסים יש DOWN VISION של 15 מעלות.

ה YOK יכול לזוז 15 מעלות ימינה ושמאלה כפי שמופיעה בספרות.

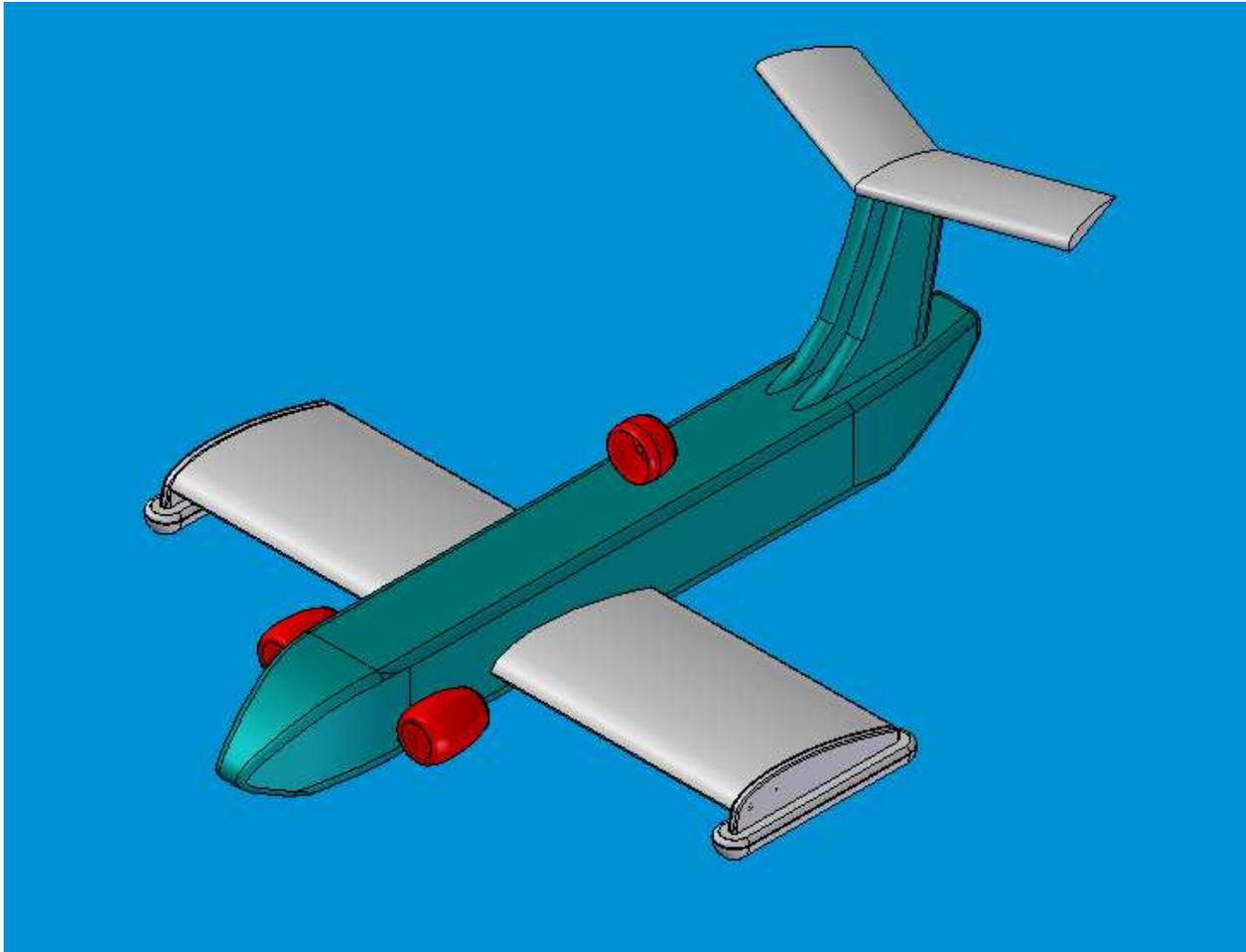
כפי שציינו קודם, כיסאות הטייס גם הם תוכננו לפי תקנים תעופתיים לתכנון תאי טייס.

בנוסף לשני הכיסאות לטייסים הוספנו שישה כסאות נוספים כמקום רזרבי שיאפשר העברת אנשי צוות נוספים.

## 8.9 התפתחות תצורת גוף

### שלב 1

בשלב זה התחלנו לעבוד על חלקים נפרדים באופן מפורט. התמקדנו ביציבות במצב סטטי, כאשר המטוס צף על פני המים. כמו כן חישבנו את הדחף הדרוש להמראה והתאמנו מנועים.



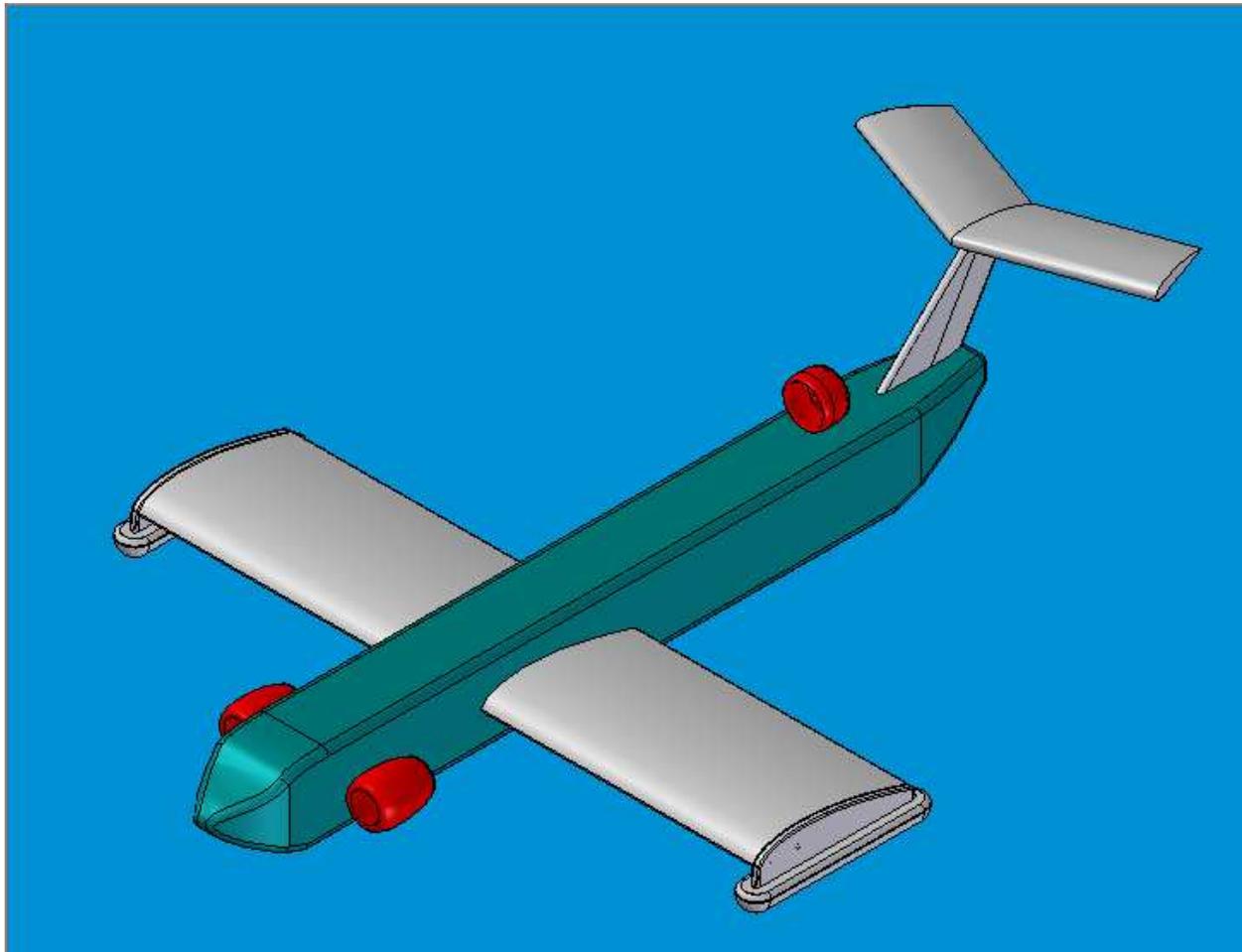
#### מאפיינים:

- מנועי הסילון הוחלפו במנועים גדולים יותר, המספקים יותר דחף. המנועים הועברו אל לפני הכנף, כך שהדחף מופנה אל מתחת לכנף. כך בזמן המראה נוצרת מתחת לכנף כרית אוויר המוסיפה עילוי.
- נוספו מצופים בקצות הכנפיים אשר מייצבים את המטוס כאשר הוא צף על המים.

#### חסרונות:

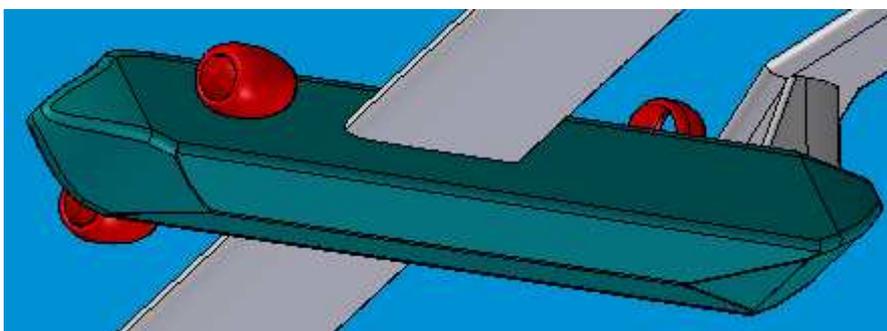
- אין פתרון לאופן הטענת המטען.
- הזנב האנכי הכפול יוצר גרר מיותר וקרוב לוודאי גם תוספת משקל

התמקדנו במציאת דרכים להקטין את הגרר על המטוס, במיוחד בזמן המראה, שהוא המצב הקריטי.



מאפיינים:

- הזנב תוכנן מחדש: זנב בעל צורת T, פרופיל סימטרי.
- חלקו התחתון של המטוס קיבל צורה משולשת ע"מ להקטין גרר חיכוך עם מים בזמן המראה:

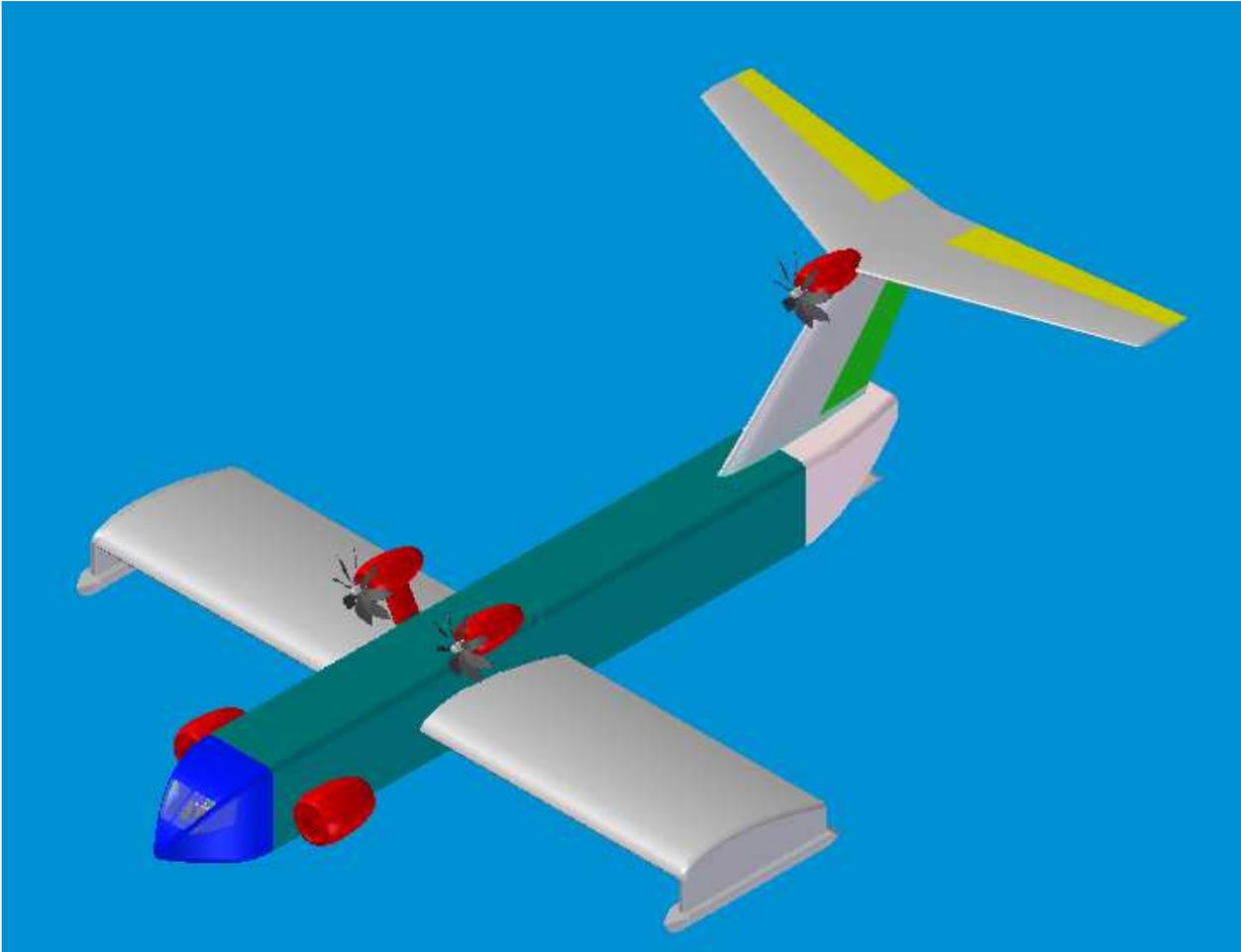


חסרונות:

- אין פתרון לאופן הטענת המטען.

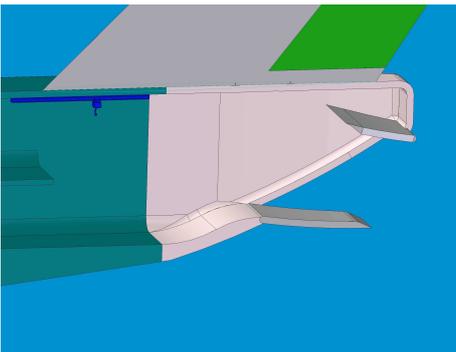
### התפתחות התצורה 3

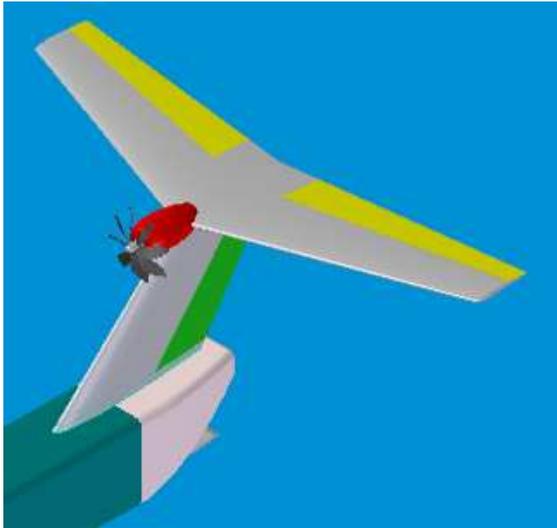
סיימנו לעשות תכנון ראשוני של החלקים הראשיים: גוף, זנב, כנף, תא טייס, מנועים ותא-מטען.



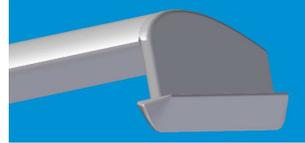
מאפיינים:

- נעשה תכנון מפורט של חלקי המטוס.
- בעקבות תכנון מחודש של המנועים, הוחלט על קונפיגורציה של שלושה מנועי טורבופרופ, שניים מעל הכנפיים ועוד אחד גבוה בזנב.
- תוכננה דלת להטענת מטען מאחור. ובוצע תכנון מפורט של תא הטייס ותא המטען.



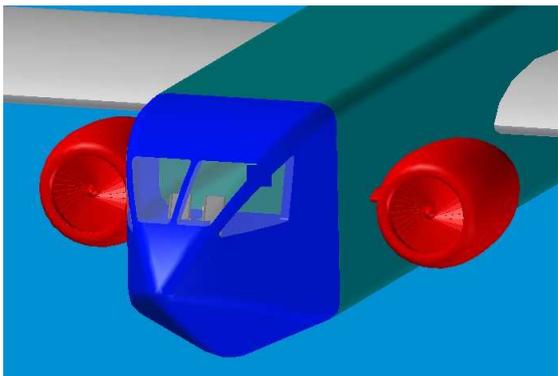
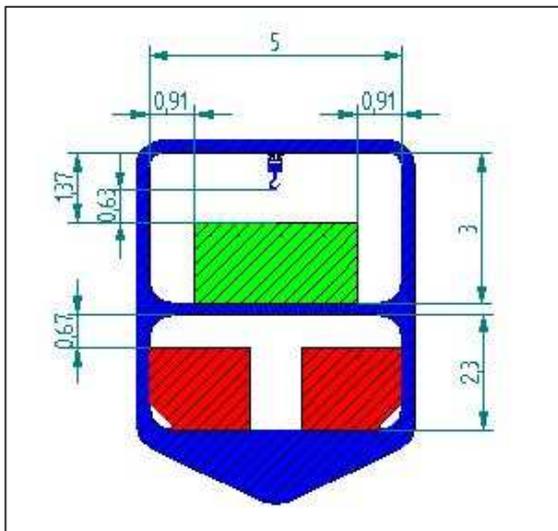


- תוכננו משטחי היגוי בזנב (הגה כוון והגה גובה).
- המצופים בקצות הכנפיים קיבלו צורה הידרודינמית.



#### חסרונות:

- צורה לא אווירודינמית של חלקי הגוף העליון והאחורי.
- הרבה מקום מבוזבז בתוך תא המטען.



- גרר גדול בשיוט, עקב מנועי הסילון התלויים בצדי הגוף.
- התברר שגובה השיוט המתקבל קטן ממה שדרשנו. ע"מ להגדיל גובה שיוט, הוחלט להנמיך את הכנף, אשר הוצבה גבוה מידי, במטר אחד.

## 9. ניסוי מנהרה

המטוס שלנו מיועד לטיסה באפקט קרקע. ביצענו סקר ספרות לצורך מציאת כללים/נוסחאות המתארות את השפעת אפקט קרקע בתלות בפרמטרים שונים על המקדמים האווירודינמיים. מצאנו כי רוב האינפורמציה בנושא הינה בגדר כללים איכותיים ותוצאות ניסויים ספציפיים בלבד. לכן החלטנו כי יש צורך לבצע ניסוי משלנו.

### 9.1 מטרת הניסוי:

לבדוק את השפעת אפקט הקרקע על המקדמים האווירודינמיים של כנף כתלות בפרמטרים שונים:

- זווית התקפה
- שינוי AR
- גובה של הכנף מעל הקרקע

### 9.2 תכנון דגם הניסוי:

דרישות מדגם ניסוי:

- מתאים למימדי המנהרה
- מתאים לחיבור המאזניים
- מאפשר שינוי זווית, התקפה גובה מהקרקע ו-AR

מגבלות המנהרה:

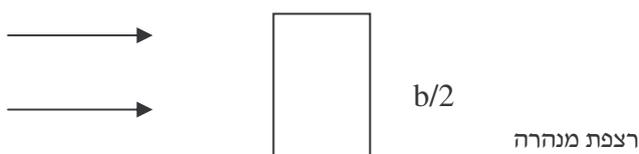
- הניסוי תוכנן לביצועה במנהרה תת-קולית: ניקבה 14
- חתך תא ניסוי הינו  $1m \times 1m$
- ישנן שתי נקודות המאפשרות חיבור מאזניים:

הראשונה נמצאת בסוף תא הניסוי בחצי גובה מאפשר התקרבות והתרחקות מריצפת המנהרה ושינוי זווית ההתקפה צריך להיות פונקציה של דגם הניסוי.

השנייה נמצאת המרכז ריצפת תא הניסוי מאפשרת שינוי זווית התקפה באופן רציף במהלך הניסוי ללא שינוי מרחק מקירות המנהרה.

כדי לאפשר שינוי כל הפרמטרים הוחלט על דגם המורכב מחלקים לצורך שינוי AR חלק אחד עבור  $AR=3.5$  ושתי תוספות זהות חיבור תוספת אחת יוצר  $AR=4.5$  וחיבור שני תוספות  $AR=5.5$  והמחובר בנקודה השנייה.

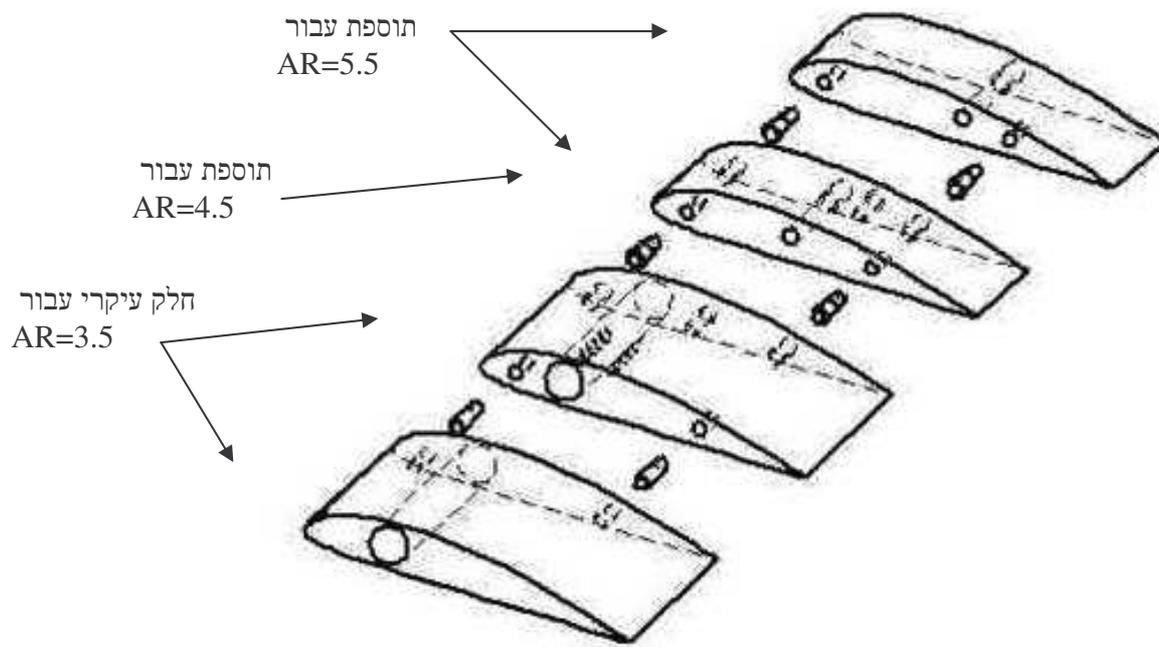
ה-AR הרצוי מושג בהנחה שקיים שיקוף, זאת אומרת הכנף נמצאת על ריצפת המנהרה ומוטת הדגם הינה למעשה חצי מוטה (בכנף מלבנית  $AR=b/c$ ) במבט צד בצויר 1



c

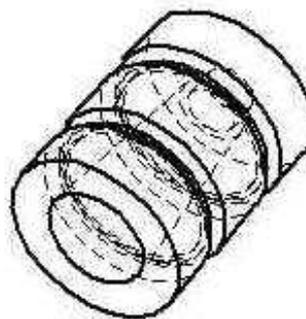
צויר 1

כדי להוריד את עלות הדגם, החלק הראשון חולק לשניים. החלקים מתוארים בציור 2:



ציור 2

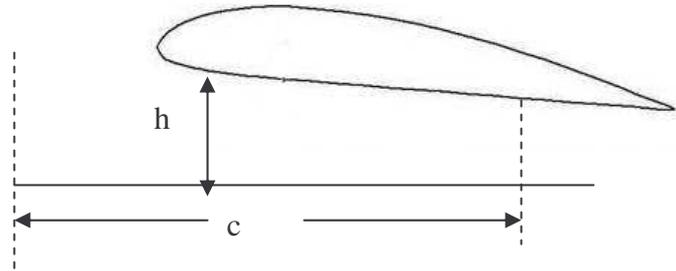
בנוסף תוכנן מחבר (המחבר בין המאזניים לכנף) הנועד לחבר בין הדגם למאזניים



ציור 3

### 9.3 מהלך הניסוי המתוכנן:

נגדיר יחס גובה-מיתר  $h/c$  מתוך הציור 4



ציור 4

כאשר  $c$  הוא במיתר  $h$  גובה מעל הקרקע ברבע מיתר

במהלך ביצוע כל אחד מהניסויים נשנה את זווית ההתקפה בתחום של 6- ל 10 מעלות. אין סיבה לבדוק זוויות התקפה שליליות מזווית אפס עילוי של הפרופיל ואין באפשרותנו לבדוק זווית גדולות מ 10 מעלות בגלל שבמימדי המנהרה נוצר מגע בין הכנף ללוח.

סדר ביצוע ניסויים מתוכנן:



1.  $AR=3.5 \quad h/c=0.15$

2.  $AR=4.5 \quad h/c=0.15$

3.  $AR=5.5 \quad h/c=0.15$

4.  $AR=5.5 \quad h/c=0.2$

5.  $AR=4.5 \quad h/c=0.2$

6.  $AR=3.5 \quad h/c=0.2$

7.  $AR=3.5 \quad h/c=0.3$

8.  $AR=4.5 \quad h/c=0.3$

9.  $AR=5.5 \quad h/c=0.3$

10.  $AR=5.5 \quad h/c=0.4$

11.  $AR=4.5 \quad h/c=0.4$

12.  $AR=3.5 \quad h/c=0.4$

13.  $AR=3.5 \quad h/c=0.5$

14.  $AR=4.5 \quad h/c=0.5$

15.  $AR=5.5 \quad h/c=0.5$

16.  $AR=5.5 \quad h/c=\text{inf}$  ללא אפקט קרקע

17.  $AR=4.5 \quad h/c=\text{inf}$  ללא אפקט קרקע

18.  $AR=3.5 \quad h/c=\text{inf}$  ללא אפקט קרקע

## 9.4 ביצוע ניסוי:

פרק זה מתאר את השתלשלות האירועים בסדר כרונולוגי ומהלך החשיבה ההנדסית. בפרק הבא נתאר את התוצאות הסופיות ומסקנות.

### מהלך הניסוי בפועל:

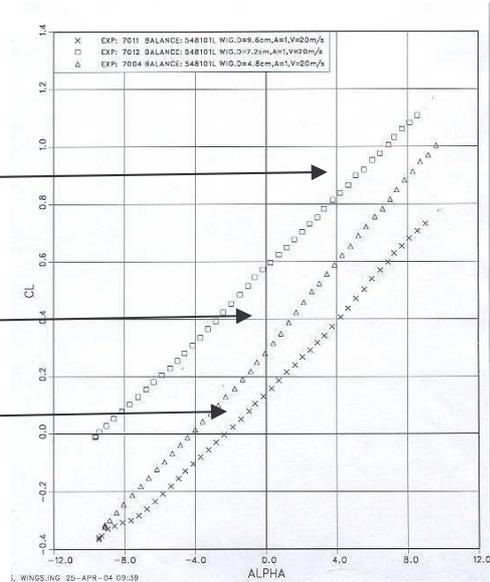
ביצענו את כל הניסויים חוץ מניסויים מס' 16-18 והתבוננו בתוצאות המתקבלות: בגרף 1 מוצגת דוגמה אופיינית לתוצאות שהתקבלו

Cl vs. alpha for  
AR=1.75

$h/c=0.4$

$h/c=0.2$

$h/c=0.3$



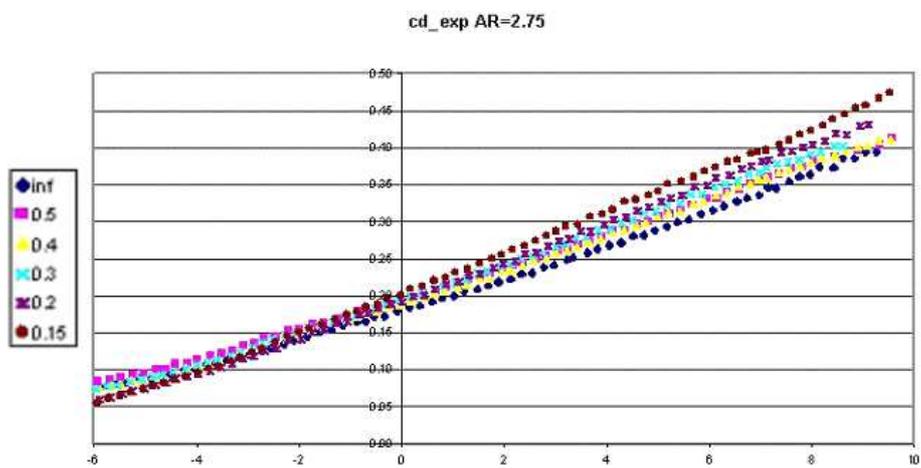
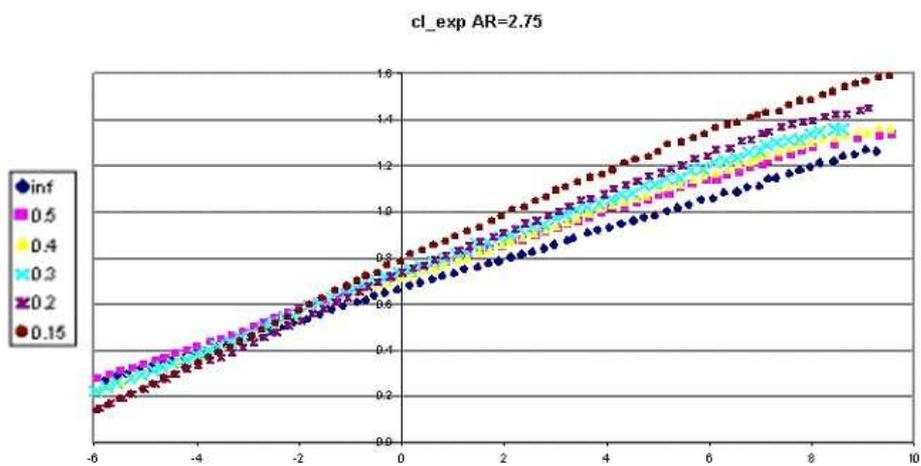
גרף 1

(בגרף של הגרר ישנה אי עקביות דומה)

מהגרף ניתן לראות שהשפעת אפקט קרקע אינה עקבית: ציפינו לקבל שהעילוי יעלה עם הגדלת אפקט קרקע אך העילוי עלה וירד לסירוגין. עצרנו את מהלך הניסוי המתוכנן וחזרנו על ניסוי מס' 6 כדי לבדוק את התוצאות. התוצאות היו שונות אך עדיין לא נכונות. בדקנו את מערך הניסוי והתברר שחיבור מחבר-כנף אינו טוב. תיקנו את הבעיה וחזרנו על כל מהלך הניסוי מהתחלה. התבוננו בתוצאות וראינו שהן עקביות: מקדם העילוי עולה עם הגדלת מנת מימדים ואפקט קרקע ומקדם הגרר עולה עם AR.

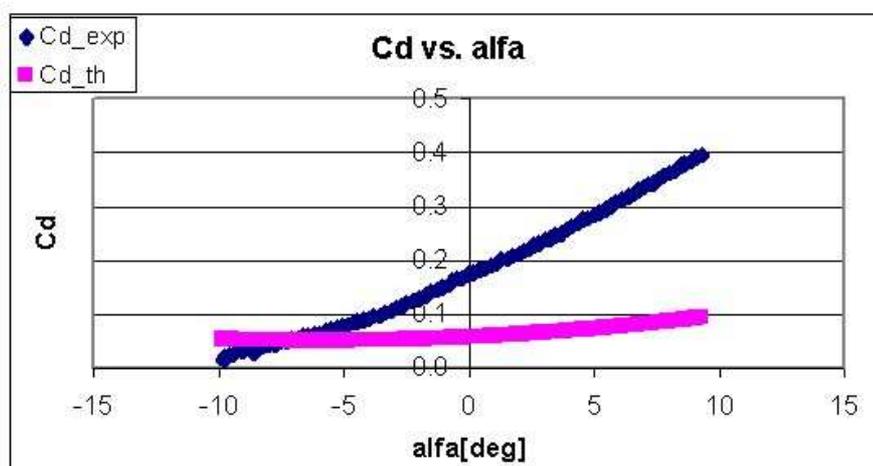
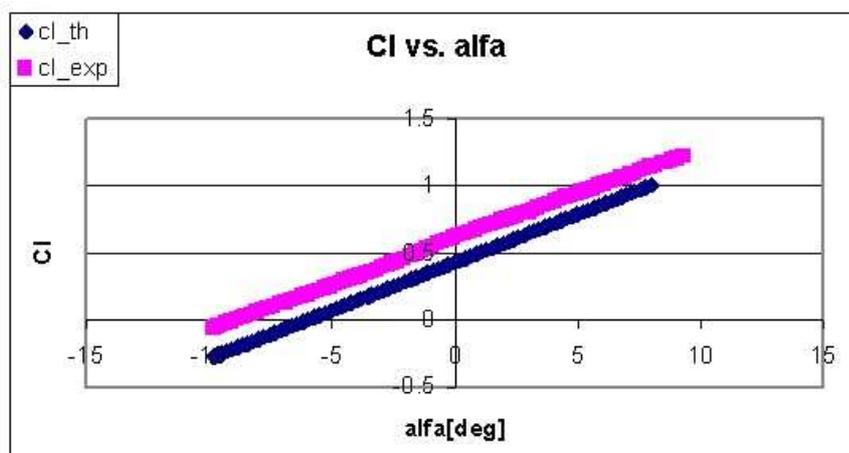
סט תוצאות אופייני לניסוי מורכב מגרפים של מקדם עילוי/גרר/מומנט כנגד זווית התקפה, מקדם גרר/מומנט כנגד מקדם העילוי וגם יעילות אווירודינמית/מס' ריינולדס/מהירות כנגד זווית התקפה. מקדמי

עילוי וגרר עבור מנת מימדים 2.75 ומנות גובה-מיתר שונות מופיעים בגרף 2.



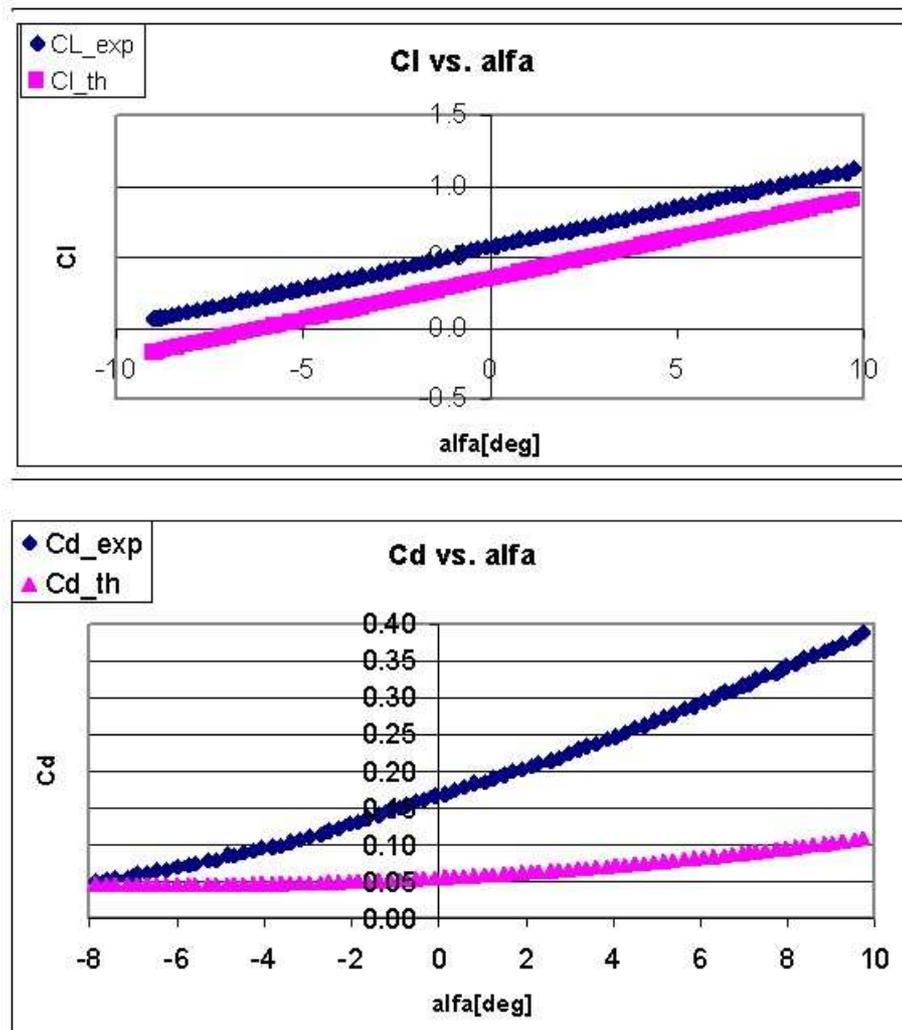
גרף 2

במהלך ניתוח התוצאות ראינו שלמרות שההתנהגות של מקדמי העילוי והגרר עקבית אך הערכים אינם תואמים את המצופה מהתיאוריה, כפי שמתואר בגרף 3 (עבור מנת מימדים  $h/c=0.4$  ו- $2.75$ ).



גרף 3

בגרף 4 רואים את התוצאות בלי אפקט קרקע והשוואתם לתיאוריה. (עבור מנת מימדים 4.5)



גרף 4

בארבע הגרפים הנ"ל רואים שללא אפקט קרקע זווית אפס עילוי התקבלה בניסוי גדולה מערכה התיאורטי. שיפוע קו העילוי ללא GE התקבל זהה לערכו התיאורטי אך באפקט קרקע ישנו הבדל בין שיפוע קו העילוי הניסויי והתיאורטי. בנוסף לכך מצאנו הבדל משמעותי בין התוצאות לתיאוריה במקדם הגרר: הגרר שהתקבל בניסוי פי 3 גדול מהמצופה גם בניסויים ללא GE וגם בניסויים ב-GE וזה מעיד על כך שההבדל בין התיאוריה לניסוי אינו תוצאה של הדמיה לא נכונה של אפקט קרקע.

כיוון שהתיאוריה בנושא מבוססת על ניסויים שונים קיימות מס' דרכים לביצוע חישוב "תיאורטי". התוצאות שהתקבלו בניסוי שלנו לא התאימו לאף אחת מהדרכים. אופן החישוב של המקדמים התיאורטיים המקובל ביותר מתואר בנספח א'.

בניסיון ליישב את ההבדלים המשמעותיים בין התיאוריה לניסוי התייעצנו עם כמה מומחים בתחום (מר. מוטי רינגל, דר. מיכאל ויקטור, דר. דניאלה רווה ורבים אחרים), והעלנו מס' סיבות אפשריות להבדלים שהתקבלו:

1. מאזניים אינם תקינות- בעיה אלקטרונית (גשר ווינסטון, מסננים, מתח מסופק...) או בעיה מכנית-חיבור

מאזניים-מחבר אינו מקבילי.

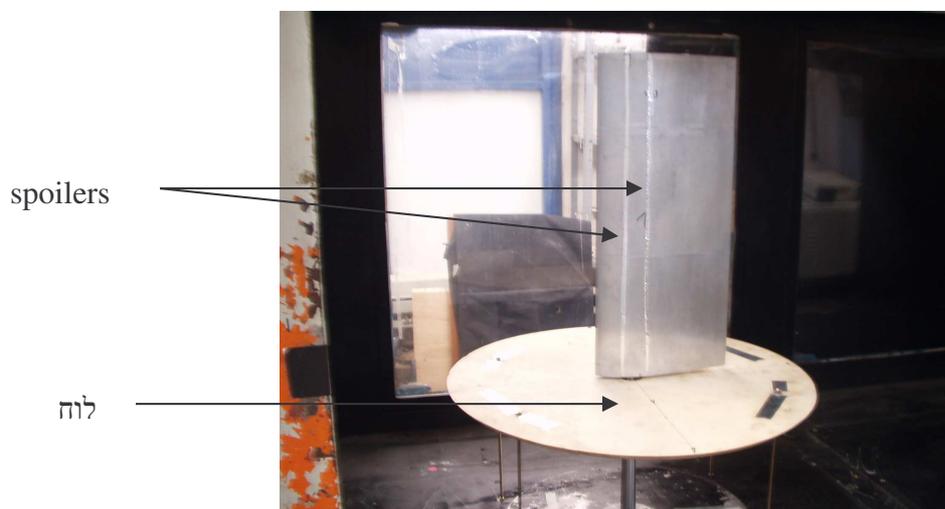
2. מס' ריינולדס נמוך- עקב המשקל הגדול של הדגם היה חשש מהתפתחות רעידות עם העלייה במהירות (נזק למאזניים) ולכן נאלצנו להפעיל את המנהרה במהירות נמוכה (20 m/sec). בנספח ב' ישנו הסבר על השפעת מס' ריינולדס.

3. מנת מימדים-תכננו את הניסוי למנות מימדים 3.5, 4.5 ו-5.5 תוך שימוש בשיקוף אך התברר שבמנהרה זו, השיקוף לא יעיל בגלל שכבות הגבול המתפתחות. לכן מנת המימדים האמיתיות בניסוי היא 1.75, 2.25 ו-2.75.

לצורך מציאת סיבה להבדלים בין ניסויי לתיאוריה או מציאת תקלה בניסוי הקודם ותוצאות חדשות הוחלט לבצע את הניסוי מחדש:

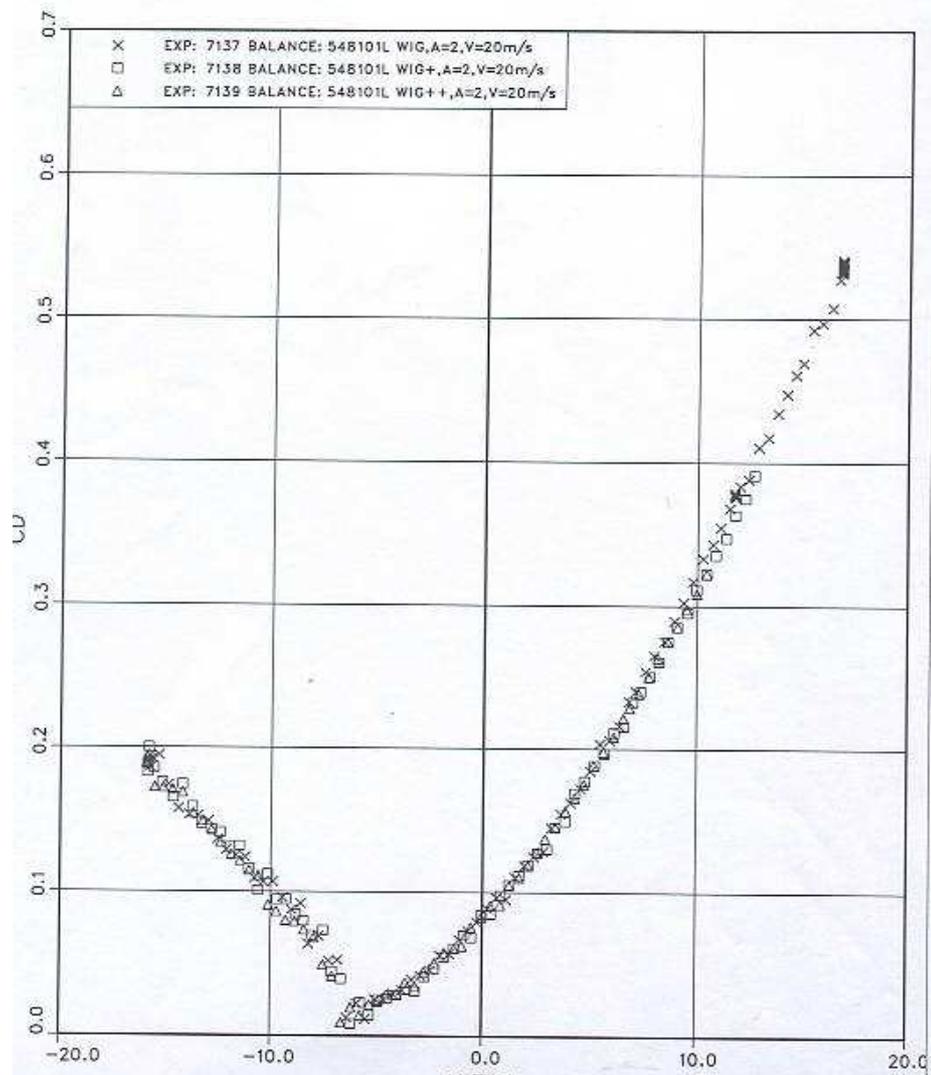
1. ביצענו הרצה ללא לוח (ללא אפקט קרקע) וראינו שהתוצאות שהתקבלו היו זהות לאלו שהתקבלו בניסוי הקודם.

2. לצורך קבלת שיקוף הוספנו לוח כמתואר בתמונה וקיבלנו תוצאות זהות.



3. הדבקנו spoilers בשביל לדמות מס' ריינולדס גבוה על הכנף אך בגלל שמש' ריינולדס שלנו היה כל כך נמוך הדבקת spoilers כמעט ולא השפיע.

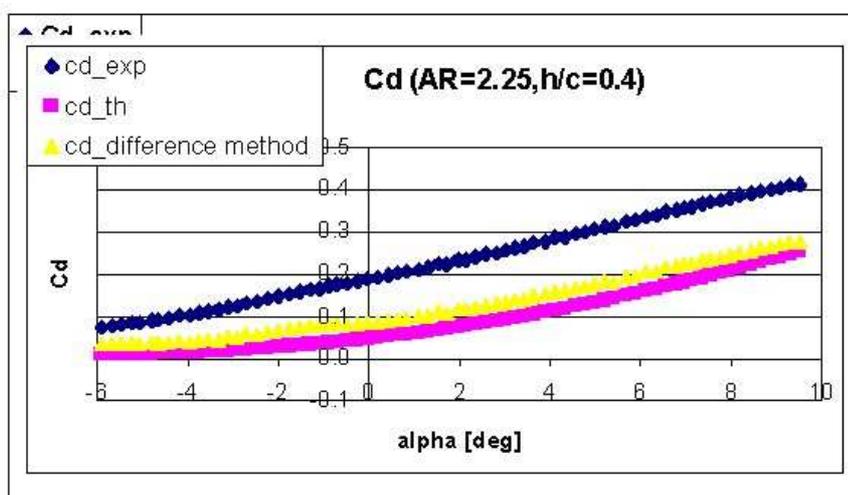
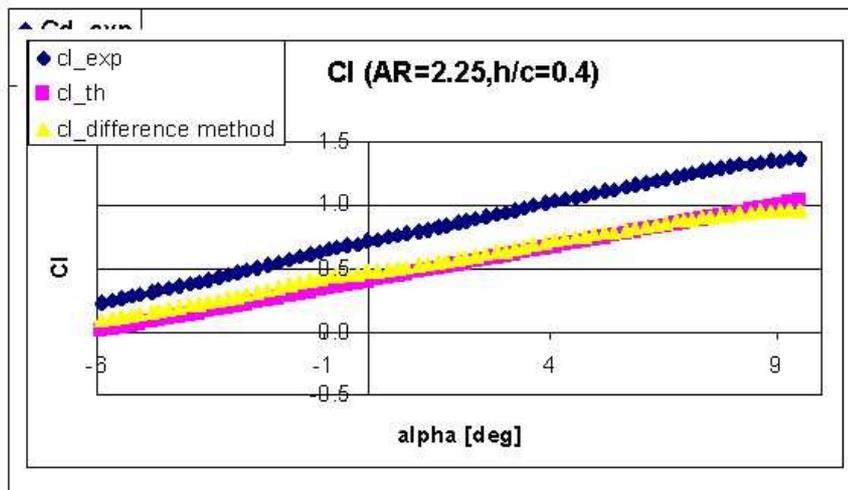
בגרף 5 מתוארות תוצאות הגרר המתקבלות בשלושת ההרצות הנ"ל עבור  $AR=2.25$  ללא GE.



גרף 5

ניתן לראות ששלושתם כמעט זהים ולכן הוספת לוח (שיקוף) והדבקת spoilers לא שינו דבר ועדיין ערכי הגרר המתקבלים גדולים פי 3 מהערך התיאורטי המצופה. לאחר שראינו שלא ניתן להתגבר על הבעיות המתוארות לעיל במנהרה שלנו הוחלט להפעיל שיטת ההפרשים על התוצאות המקוריות על מנת "לסלק" השפעות ריינולדס נמוך ומגבלות המנהרה. השיטה מתוארת בנספח ב'.

בגרף 6 רואים מקדמים תיאורטיים, ניסויים ומתוקנים.



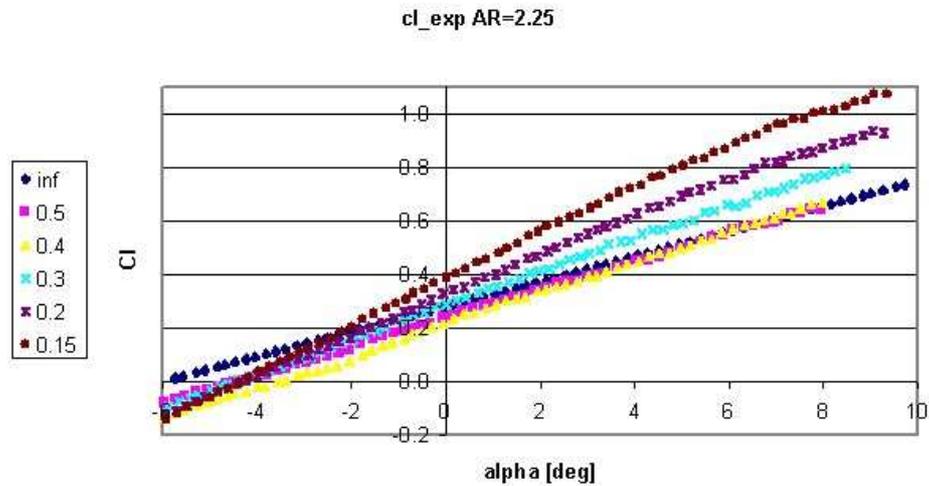
גרף 6

רואים שאכן לאחר הפעלת שיטת ההפרשים התוצאות המתקבלות קרובות לתיאוריה ואפילו צורת עקום הגרר המתקבלת דומה לצורת העקום התיאורטי.

## 9.5 ניתוח תוצאות:

### 1. השפעת אפקט קרקע

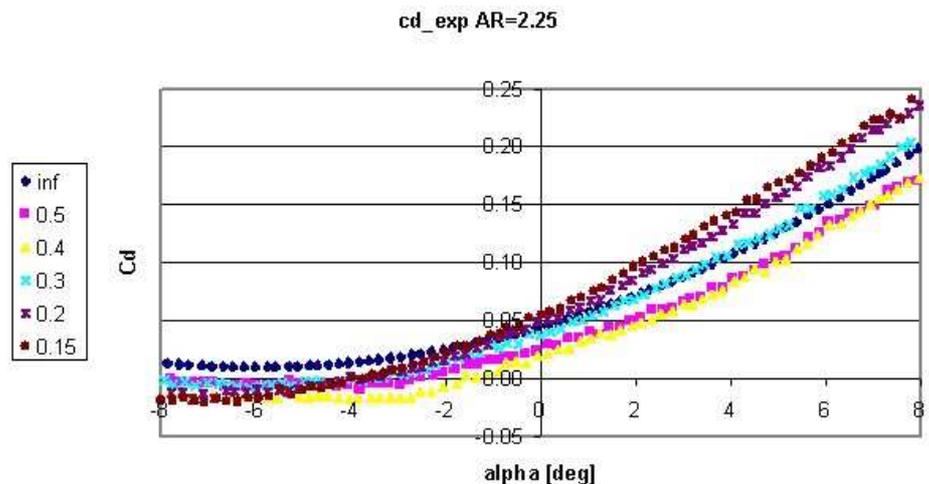
בגרף 7 מתואר מקדם העילוי כפונקציה של זווית התקפה עבור  $AR=2.75$  ומנות גובה-מיתר שונות:



גרף 7

הגרף הנ"ל מתאר השפעת GE על מקדם העילוי. רואים שככל שיחס גובה-מיתר יורד כך מקדם העילוי עולה אך ביחסי גובה-מיתר 0.4 ו-0.5 ערכי מקדם העילוי כמעט זהה לזה שיש לכנף ללא GE-אך עדיין שיפוע קו העילוי ב-GE גדול מזה שללא GE (כפי שנראה בגרף 16) ולכן בזוויות התקפה גדולות יותר מקדם העילוי ב-GE יהיה גדול יותר מזה שללא GE. בזוויות התקפה השליליות ישנו חוסר סדר באפקט קרקע. ראינו התנהגות דומה של GE גם במנות מימדים אחרות.

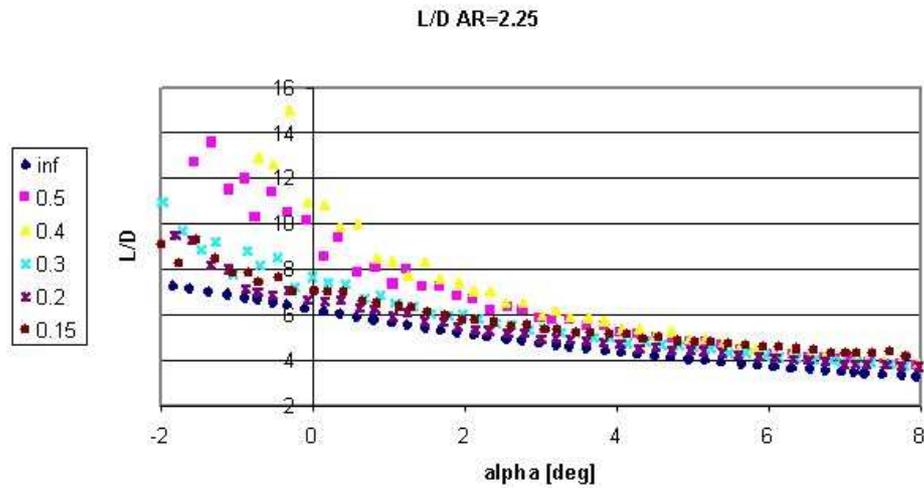
בגרף 8 מתואר מקדם הגרר כפונקציה של זווית התקפה עבור  $AR=2.75$  ומנות גובה-מיתר שונות:



גרף 8

רואים שעבור מנות גובה-מיתר 0.4 ו-0.5 מקדם הגרר קטן הודות ל-GE אך באפקט קרקע "אקסטרימלי" כלומר קרוב מאוד לקרקע (יחס גובה-מיתר 0.15-0.3) ישנה עלייה בגרר ומעבר לגרר שהיה ללא GE. הסיבה לתופעה זו היא ככל הנראה נעוצה בכך שהזרימה במנהרה "רואה" את הכנף והלווח בתור גוף אחד בגלל הקרבה היתרה ביניהם

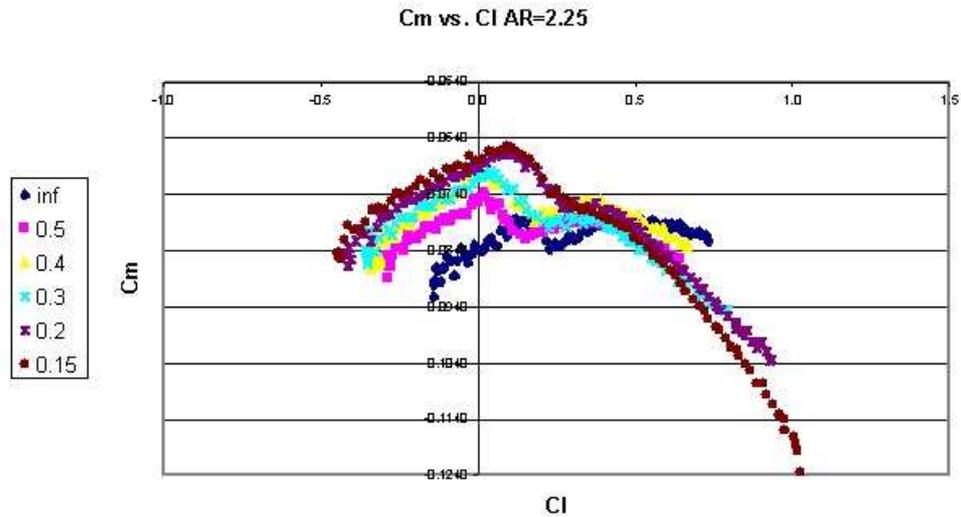
( $h=36\text{mm}$ ) ולכן ל"גוף" המתקבל ישנו גרר צורה גדול מאוד. (בקנה מידה של מטוסים התופעה לא קיימת כי עבור אותם יחסי גובה-מיתר הגובה של הכנף מעל הקרקע גדול).  
 ראינו התנהגות דומה של GE גם במנות מימדים אחרות.  
 בגרף 9 מתואר את היעילות האווירודינמית כפונקציה של זווית התקפה עבור  $AR=2.75$  ומנות גובה-מיתר שונות:



גרף 9

אין עקביות בהשתנות יעילות אווירודינמית עם GE וזה בגלל תופעת גרר היתר שתוארה לעיל אך בכל זאת ניתן להבחין כי היעילות האווירודינמית ב-GE בגובה כלשהו עדיין גדולה מזו שללא GE. רואים שבזוויות התקפה נמוכות היעילות האווירודינמית הינה הגבוהה ביותר.  
 ראינו התנהגות דומה של GE גם במנות מימדים אחרות.  
 בנוסף לכך קיבלנו גרפים של מקדם המומנט עבור כל הניסויים.

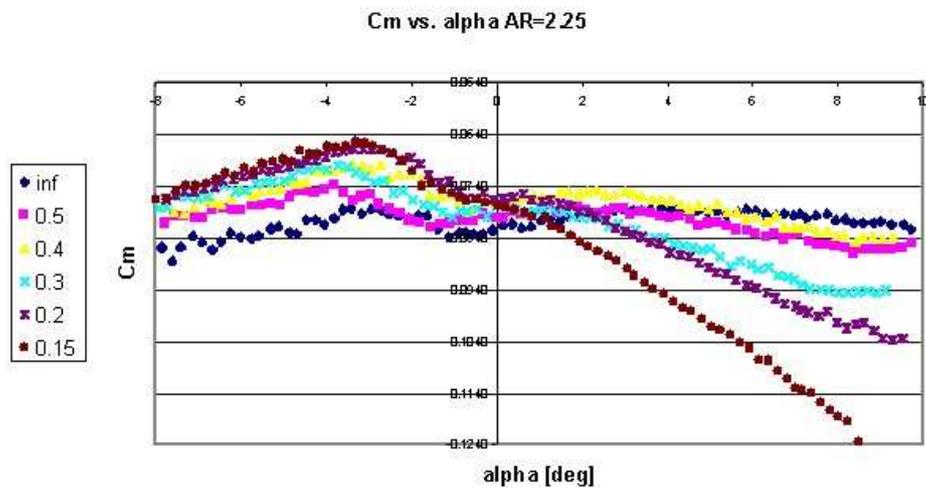
בגרף 10 מתואר המקדם המומנט כפונקציה של מקדם העילוי עבור  $AR=2.75$  ומנות גובה-מיתר שונות:



גרף 10

רואים ששיפוע הגרף שלילי וזה מעיד על יציבות הכנף, כלומר כאשר מגדילים את זווית ההתקפה עילוי עולה ואז נוצר מומנט עילרוד שלילי והכנף מקטינה את זווית ההתקפה-מומנט. ניתן לראות ששיפוע הגרף ב-GE שלילי יותר מזה שללא GE וזה אומר שהכנף יציבה יותר ב-GE מאשר ללא GE.

בגרף 11 מתואר המקדם המומנט כפונקציה של מקדם העילוי עבור  $AR=2.75$  ומנות גובה-מיתר שונות:

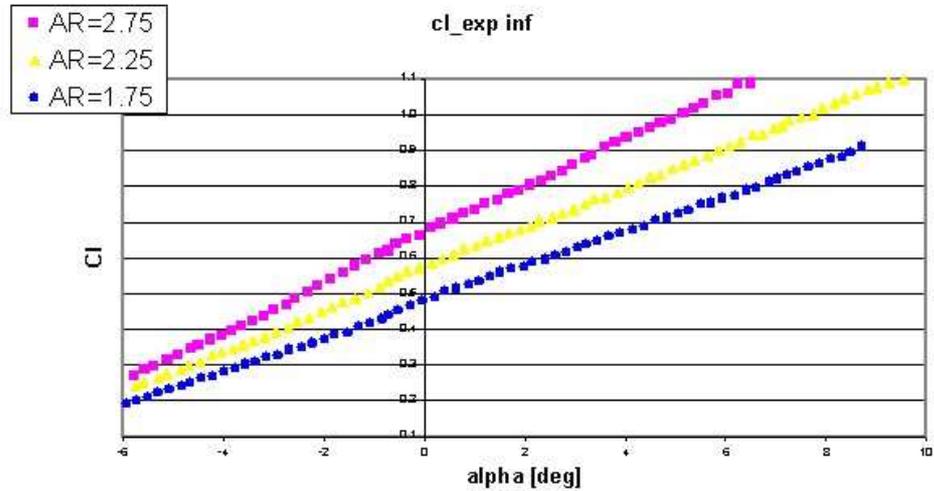


גרף 11

בגרף של מקדם המומנט כנגד זווית התקפה יש חיזוק לטענה שיש עלייה ביציבות ב-GE: רואים שמקדם המומנט יורד עם GE ועם הגדלת זווית התקפה ולכן כדי למנוע תופעה של יתר יציבות נבחר לטוס בזוויות התקפה קטנות יחסית וגובה יחסית גבוהה. כמו כן רואים שבזוויות התקפה שליליות המצב מתהפך: ללא GE יש מקדם מומנט שלילי יותר מאשר עם GE.

2. השפעת מנת מימדים:

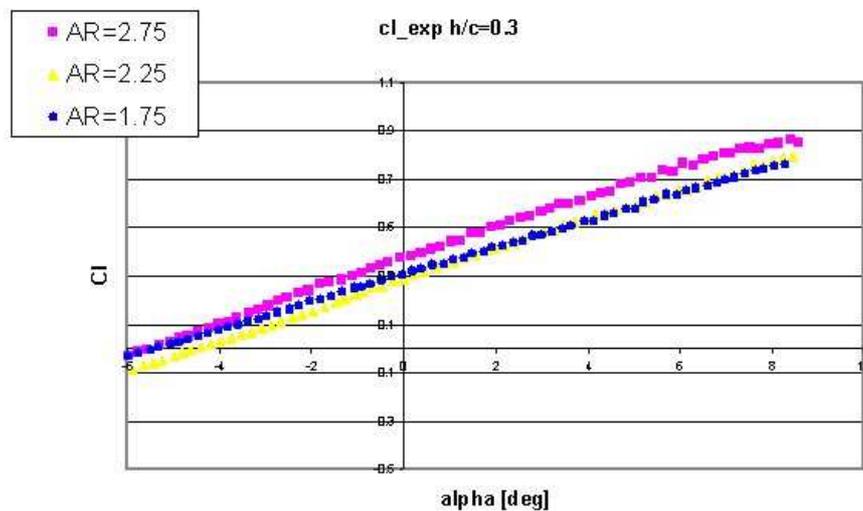
בגרף 12 מתואר מקדם העילוי התיאורטי כפונקציה של זווית התקפה ללא אפקט קרקע ומנות מימדים שונות (כיוון שהתוצאות בניסוי מושפעות ממס' ריינולדס הנמוך בשילוב עם AR נמוך נאלצנו להשתמש בשיטת ההפרשים ולכן כאן מוצגות התוצאות התיאורטיות הצפויות):



גרף 12

העילוי המקסימלי מתקבל בפרופיל דו מימדי ובכנף התלת מימדית בגלל מערבולות קצה הכנף העילוי יורד ככל שהכנף קצרה יותר. לכן ככל ש-AR קטן יותר כך נקבל עילוי נמוך יותר.

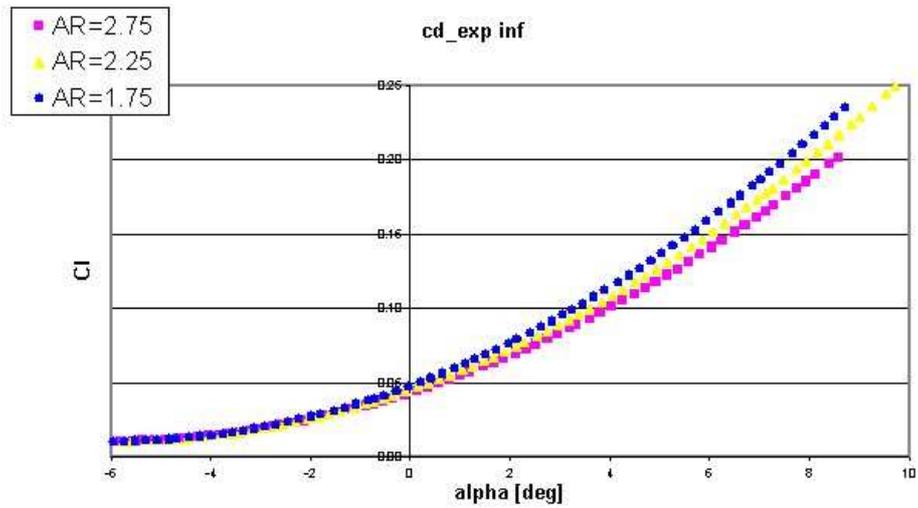
בגרף 13 מתואר מקדם העילוי כפונקציה של זווית התקפה  $h/c=0.3$  ומנות מימדים שונות



גרף 13

רואים שבאפקט קרקע ההשפעה של AR דומה לזו שללא GE אך ההבדל בין 2.25 ו-1.75 זניח. זה כנראה קורה בגלל השגיאה הנובעת משימוש בשיטת ההפרשים כפי שמוסבר בנספח ב'.

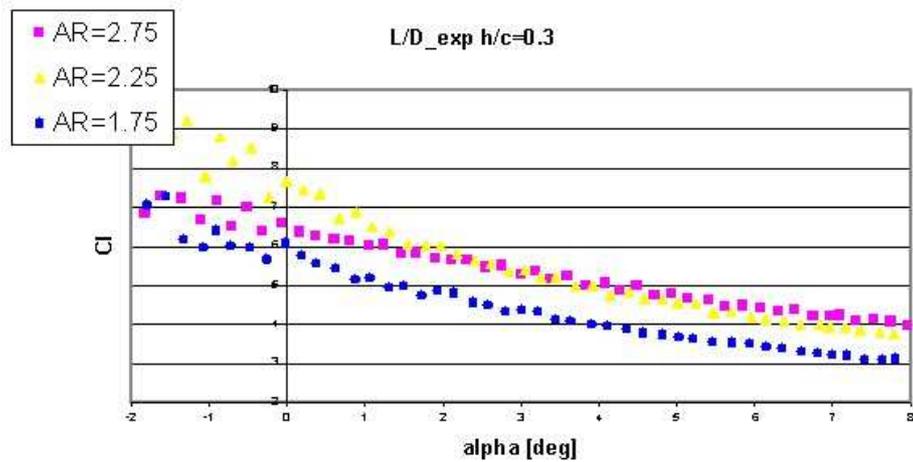
בגרף 14 מתואר מקדם הגרר התיאורטי כפונקציה של זווית התקפה ללא GE ומנות מימדים שונות:



גרף 14

ככל שמגמת מימדים קטנה כך הגרר עולה בגלל הגרר המושרה הנוצר בגלל מערבולות קצה הכנף (עקבה). תופעה דומה יש גם ב-GE אך שוב שימוש בשיטת ההפרשים ישנו אי סדר מסוים. בנספח ב' ניתן לראות את ההסבר לכך (שיטת הפרשים).

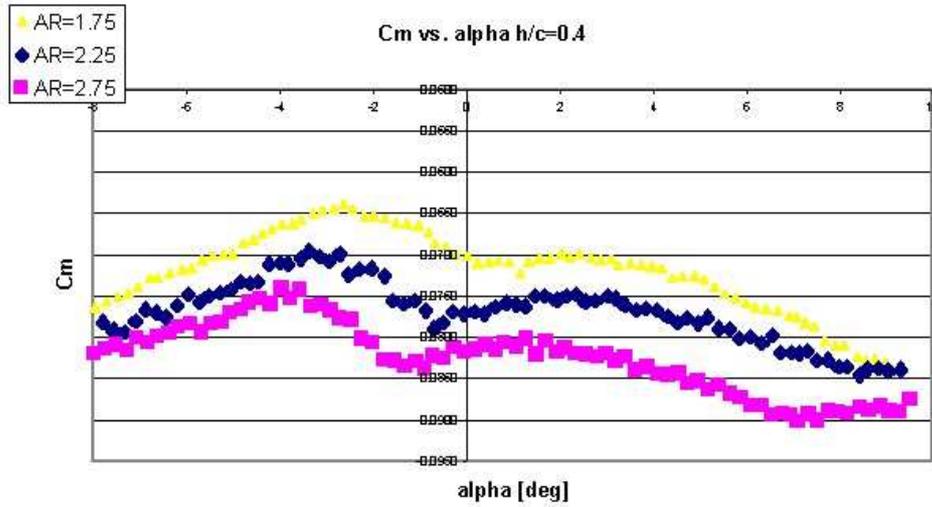
בגרף 15 מתוארת יעילות אווירודינמית כפונקציה של זווית התקפה  $h/c=0.3$  ומנות מימדים שונות



גרף 15

בגרף זה רואים שיעילות האווירודינמית גדלה עם עלייה ב-AR גם באפקט קרקע. ב-GE ההתנהגות דומה.

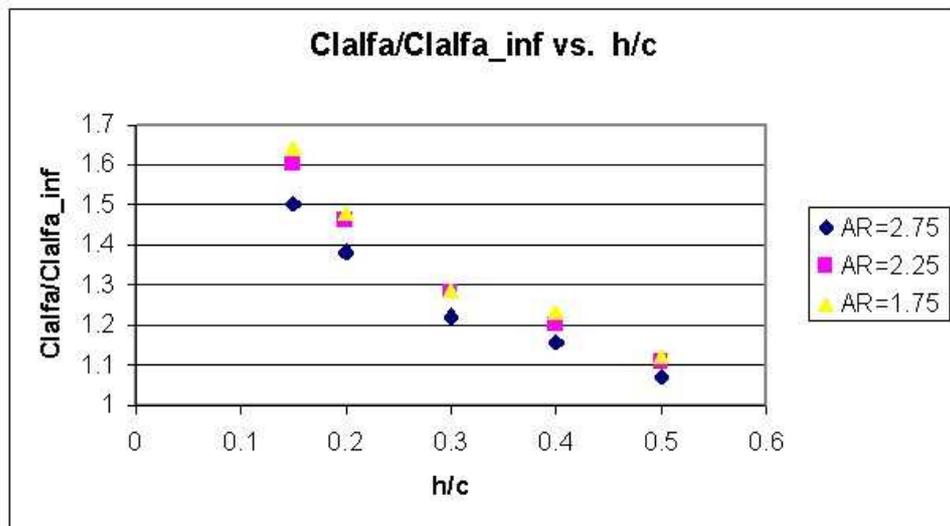
בגרף 16 מתואר המקדם המומנט כפונקציה של זווית התקפה עבור  $h/c=0.4$  ומנות מימדים שונות:



גרף 16

ניתן לראות שככל שמנת מימדים כך מקדם המומנט קטן יותר ולכן הכנף יציבה יותר אך עדיין יש להיזהר מיציבות יתר.

בגרף 17 מתואר יחס שיפוע קו העילוי באפקט קרקע לשיפוע קו העילוי ללא אפקט קרקע.



גרף 17

רואים שהיחס תמיד גדול מאחד כלומר שיפוע קו העילוי ב-GE גדול מזה שללא GE והיחס שואף לאחד ככל שמתרחקים מהקרקע (ב- $h/c=0.5$  עדיין יש השפעת קרקע אך היא אינה משמעותית-שיפוע קו העילוי גדול ב-10% מזה שללא GE). כמו כן ניתן לראות שהשפעת GE בכנפיים עם AR נמוך גדולה יותר.

## 9.6 מסקנות:

לאחר ביצוע ניסוי וניתוח תוצאות ראינו שלאפקט הקרקע יש השפעה רבה על מקדמים אווירודינמיים. ככל שיחס גובה-מיתר יורד כך מקדם העילוי עולה ומקדם הגרר קטן (חוץ ממקרים בהם יש GE "אקסטרמלי" אך זה לא לעניינינו כי Samson מטוס גדול) ולכן היעילות האווירודינמית גדלה ב-GE. יש להיזהר מתופעת יציבות יתר הקיימת באפקט קרקע כאשר מקדם המומנט שלילי גדול מדי. וידאנו שכל ש-AR קטן יותר כך נקבל עילוי נמוך יותר וגרר גדול יותר גם באפקט קרקע אך היעילות של GE גדולה יותר במנות מימדים קטנות ולכן נבחר AR בינוני כדי לנצל את GE כמה שיותר מבלי לפגוע ביעילות אווירודינמית.

ראינו שאם מנטרלים את התופעות הנובעות ממס' ריינולדס נמוך (כלומר משתמשים בשיטת ההפרשים) אזי מתקבלות תוצאות קרובות לתיאוריה המפורטת בנספח א' ולכן לצורך החישובים עבור "Samson" נשתמש בתיאוריה זו.

המלצות:

כיוון שהמטוס יטוס מעל הים ויש בו גלים בגובה עד 3 מטר אזי גובה הכנף מעל הים יהיה מקסימום 5 מטר ולכן רוב החישובים יעשו בשביל מנת גובה-מיתר  $5/12=0.4$  (מיתר הכנף 12 מטר). בניסוי הגענו למסקנה שיש לבחור AR קטן על מנת לנצל במלאו GE אך ידוע שיעילות אווירודינמית יורדת כאשר מקטינים AR ולכן יש לבצע אופטימיזציה כדי להגיע ליעילות אווירודינמית גבוהה ככל הניתן. להערכתנו,  $AR=4$  בחירה המתבוססת על התבוננות באקרנופולנים גדולים קיימים, מוצדקת כי היא נותנת  $L/D=15$  (חישוב תיאורטי). מקדמי העילוי והגרר וגם היעילות האווירודינמית עבור כנף של "Samson" ( $h/c=0.4, AR=4$ ) מחושבים מתוך התיאוריה והגרפים שלהם מופיעים בנספח ג'.

## 10. איטרציה שניה

### 10.1 תצורת מנועים

#### קונפיגורציה C

הוצעה אפשרות לשיפור קונפיגורציה B, לצורך הגדלת טווח מקסימלי.

לצורך הגדלת הטווח המקסימלי הוחלט להקטין את הגרר שנוצר על-ידי המנועים להמראה. הוצעו שני קונצפטים עיקריים:

- קיפול מנועי ההמראה פנימה אחרי ההמראה.
- הכנסת מנועי ההמראה באופן קבוע.

אחרי השוואת היתרונות והחסרונות של הקונספט הראשון ובדיקת היתכנות, נמצאה שהקונספט של קיפול המנועים הוא לא ישים פרקטית, בגלל:

- אחרי הקיפול נצטרך לסגור את הפתח שבו יכנסו המנועים, ודלת הזו עלולה להיתלש בזמן סגירתה במהירות גבוהה.
- בעיה רצינית בחיבור מערכות הדלק והחשמל בחלקים נעים.
- מערכת הקיפול הייתה יוצאת מסיבית וכבדה, כיוון שהמנועים הם שוקלים קרוב ל-5 טון כל אחד.
- בזמן החירום לא נוכל להפעיל את המנועים הנוספים בפרק זמן קצר.

בגלל הסיבות הנ"ל בחרנו בקונפיגורציה בה מנועי ההמראה יהיו מותקנים בתוך המטוס באופן קבוע.

בקונפיגורציה C אנו נשאיר את מנועי טורבו פרופ' כפי שבחרנו באיטרציה הקודמת. בחרנו מנועי ההמראה חדשים עם קוטר חיצוני קטן בהרבה כדי לאפשר התקנתם בתוך הגוף, אבל עם דחף קצת נמוך ממה שהמנועים הקודמים סיפקו.

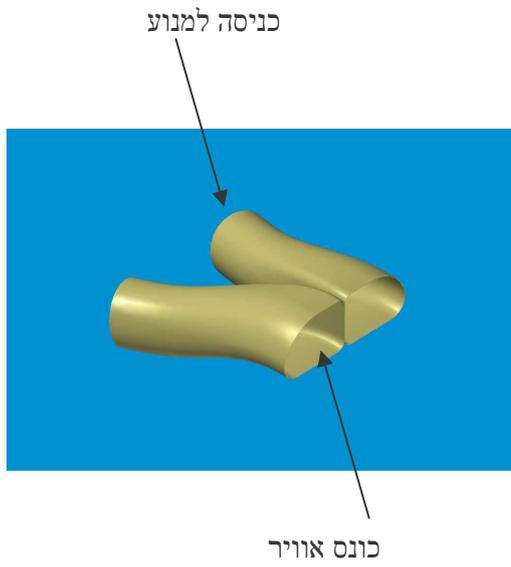
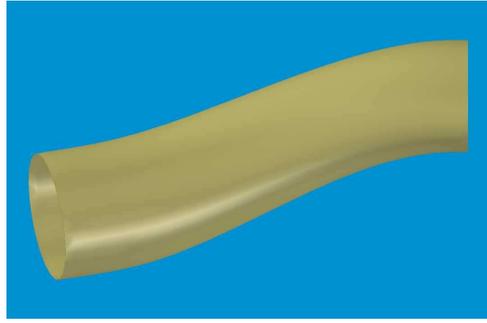
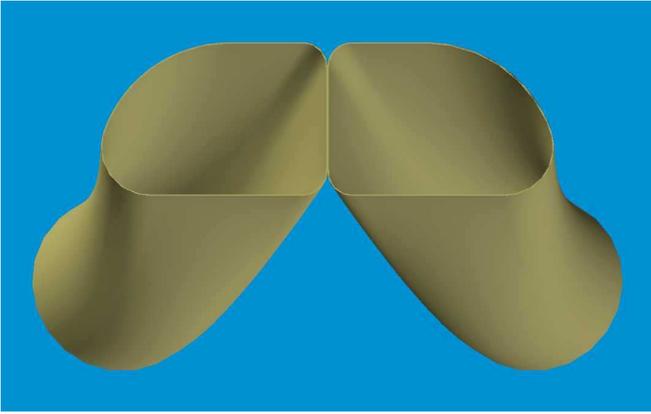
#### מנועי המראה HK-32

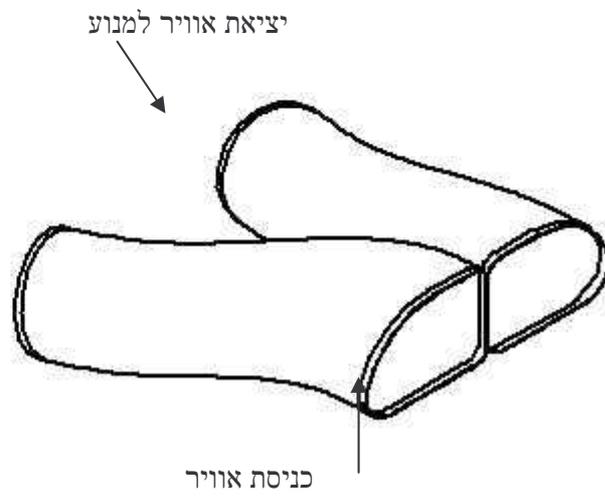
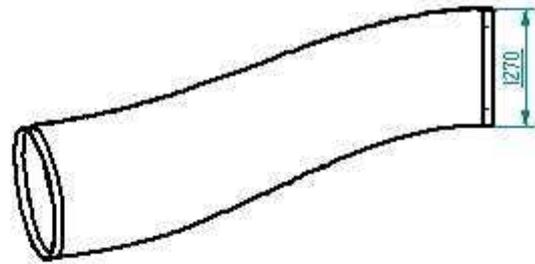
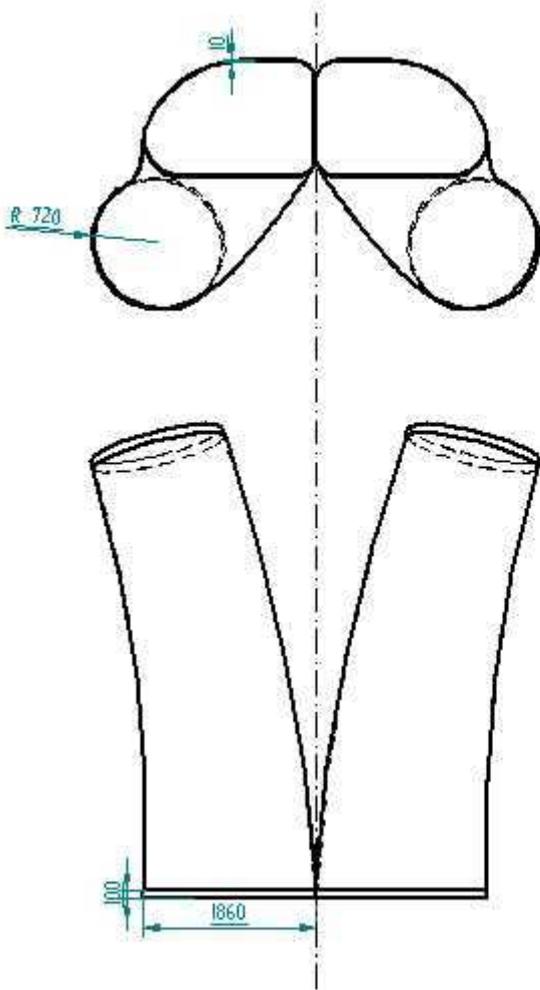
##### *Kuznetsov*

Fan diameter [m]	1.460
Length [m]	6
Dry weight [kg]	3,400
Max thrust [ton]	25(AB)
TSFC <sub>(max thrust)</sub> [kg/hr/kgf]	1.7(AB)
Cruise thrust [ton]	14
TSFC <sub>(cruise)</sub> [kg/hr/kgf]	0.72
Adjustable nozzle	+
<b>Aircraft application</b>	Tu-160

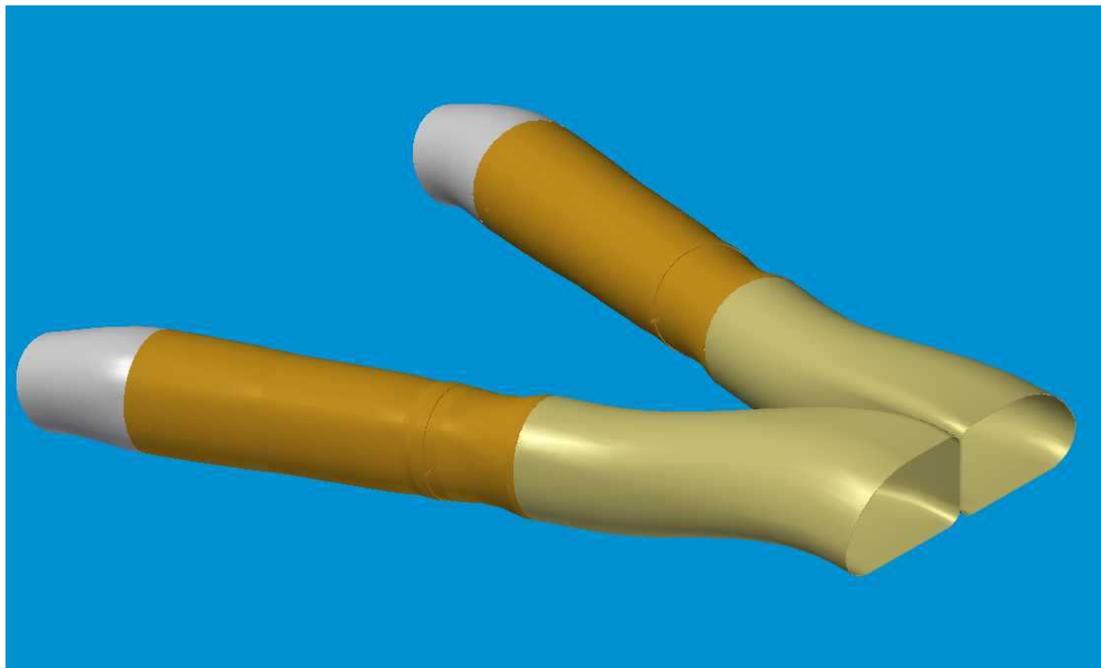


כיוון שהמנועים ימצאו בתוך גוף המטוס נדרשנו לתכנן את הכונסים לצורך הספקת האוויר למנועים. כונסים תוכננו כך ששטח כניסת האוויר יהיה גדול ב-10% משטח כניסת האוויר למנוע.

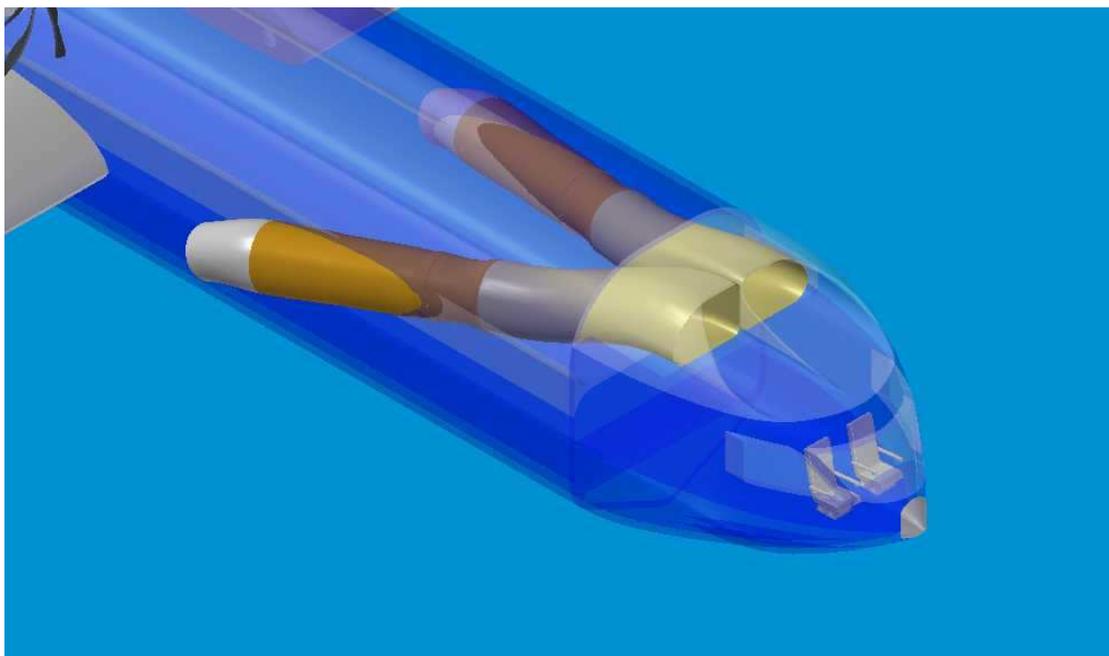




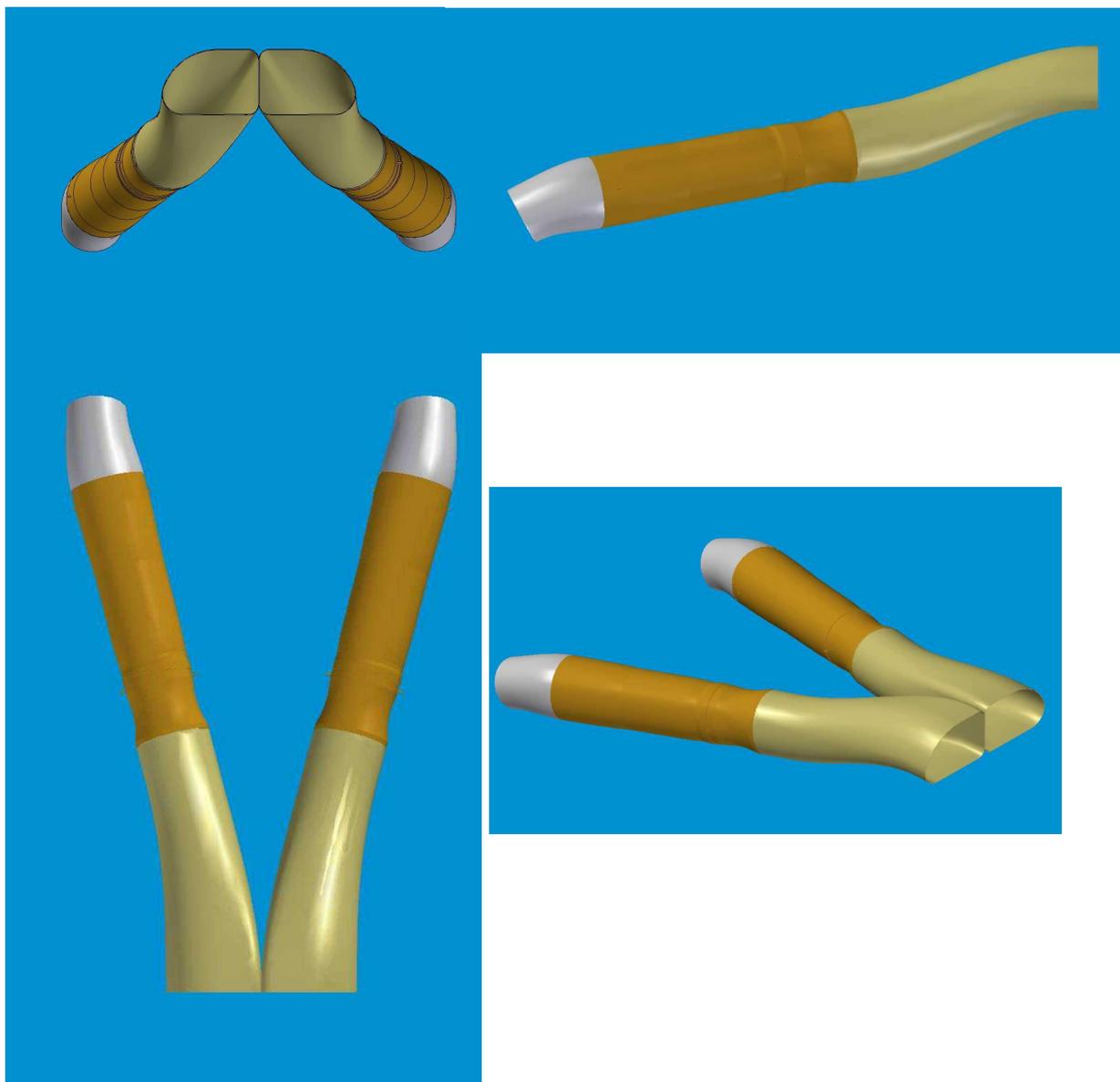
מערכת – כונסים, מנועים ונחירים מתכוננים ניתן לראות בתמונות הבאות:



מיקום המערכת במטוס ניתן לראות בתמונה הבאה:

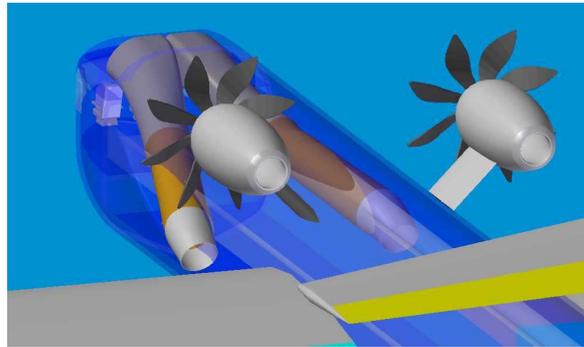
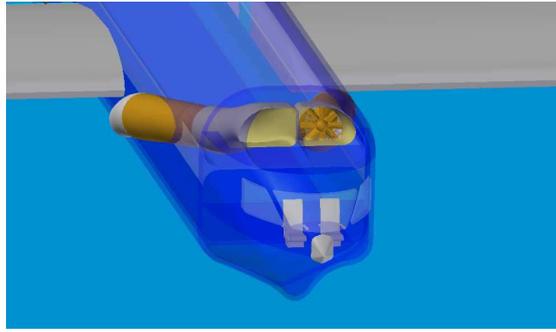
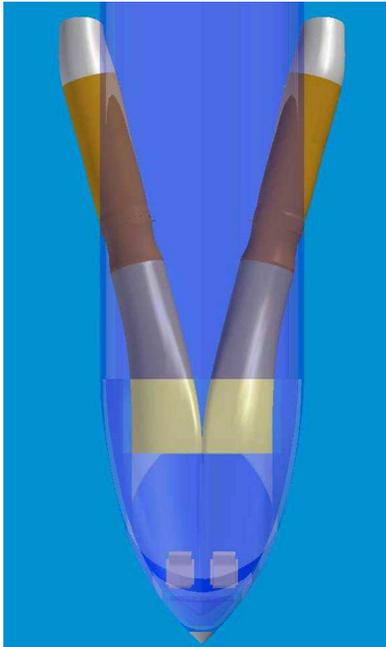
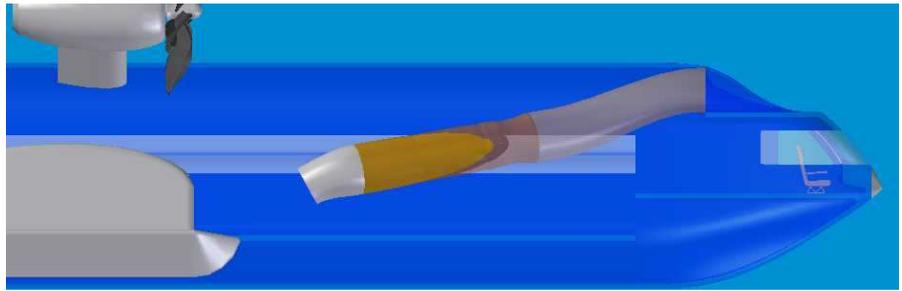
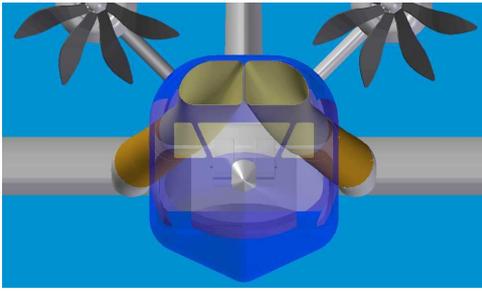


רואים מהתמונה שפליטת המנועים מכוונת מתחת לכנף לצורך יצירת כרית אוויר.

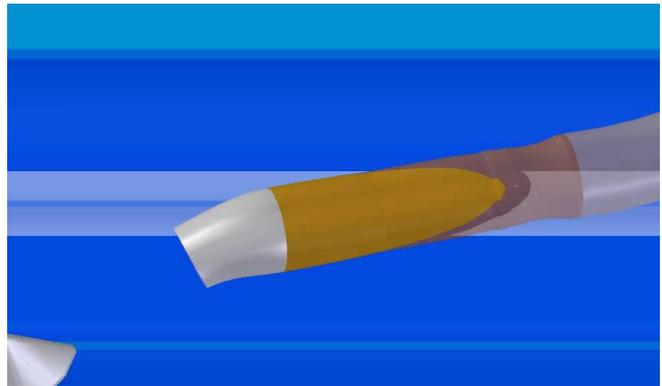
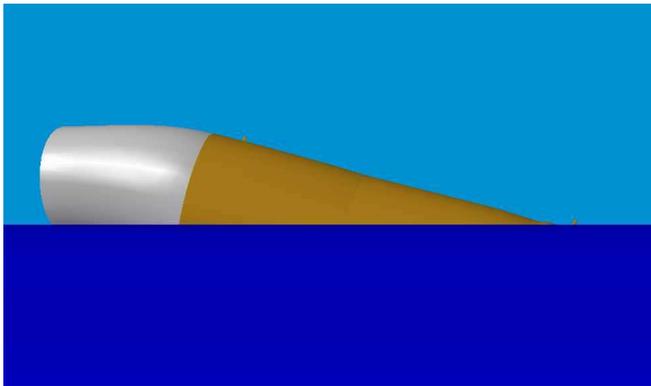


הכוונת המנועים היא לא במקביל לציר המטוס, אלא:

- $15^{\circ}$  בין ציר המנוע לציר המטוס במבט על
- $9^{\circ}$  בין ציר המנוע לציר המטוס במבט צד



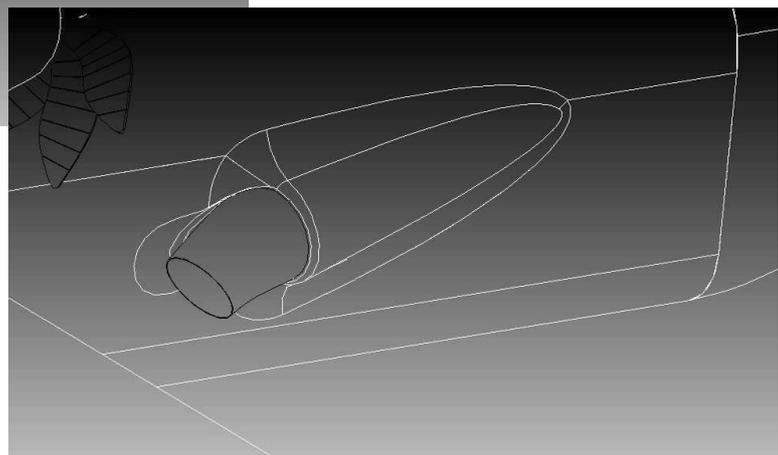
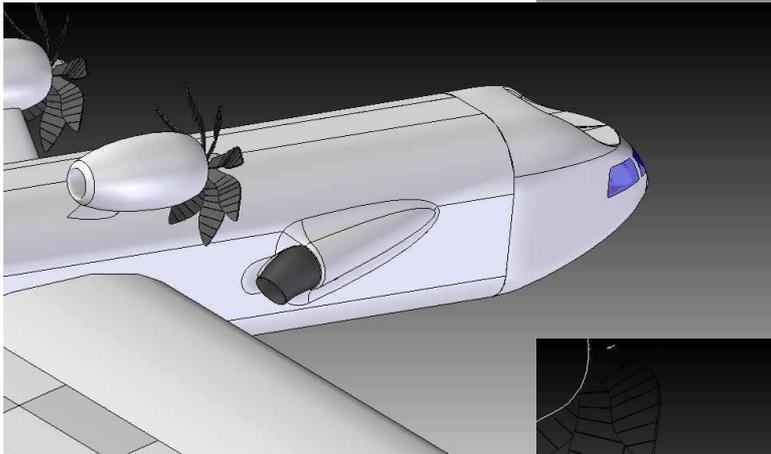
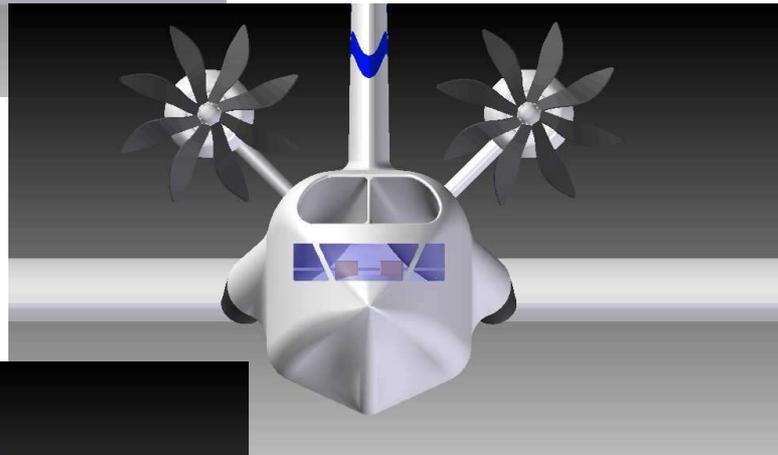
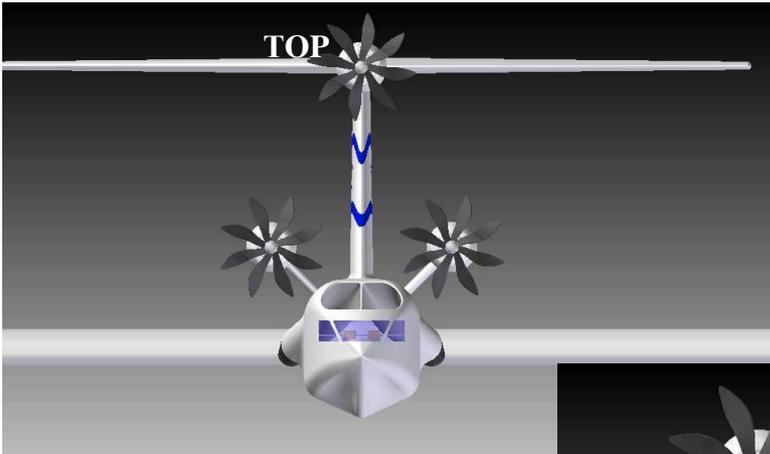
מבטים מקרוב על המנוע:



מבט על

מבט צד

עוד כמה תמונות של המטוס באזור המנועים:



## חישוב הטווח המקסימלי

חישוב הטווח המקסימלי נעשה בדיוק כמו בקונפיגורציה A , רק בהתחשבות בהקטנת גרר בגלל הכנסת המנועים לתוך הגוף.

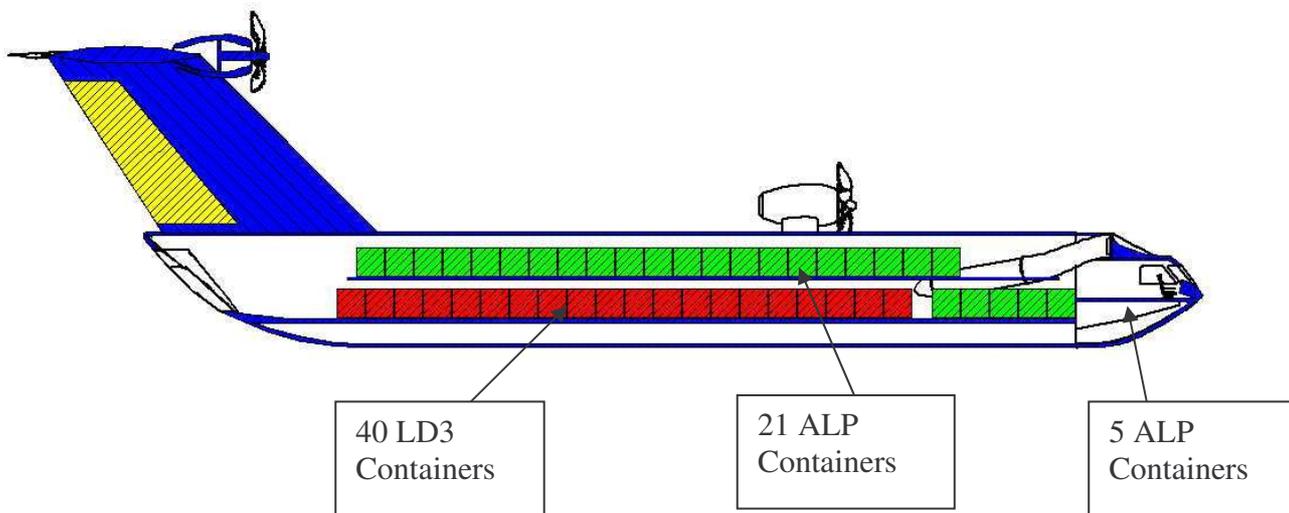
Configuration	V[km/hr]([knots])	Range[km] ([nm])
A	536 (290)	2914 (1573)
B	403 (217)	5680 (3067)
C	<b>403 (217)</b>	<b>5880 (3176)</b>

מטבלת השוואה ניתן לראות שקונפיגורציה C הכי מוצלחת בין שלושת הקונפיגורציות, לכן אנו בוחרים בה כקונפיגורציה סופית.



## 10.2 גוף ומטען מועיל

לאחר הכנסת מנועים פנימה סידור המכולות לאורך המטוס יהיה כמתואר להלן:

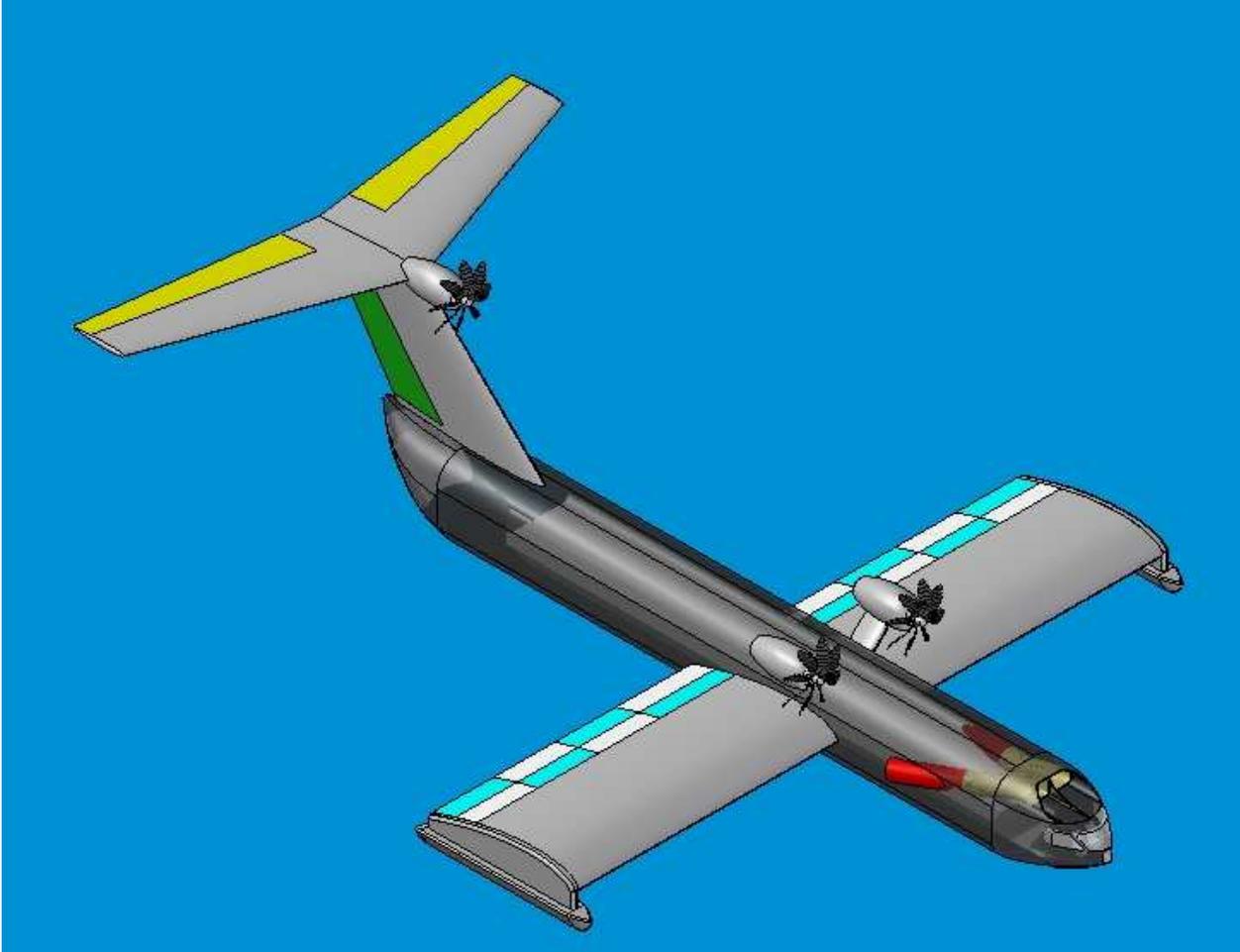


המכולות בתוך גוף המטוס

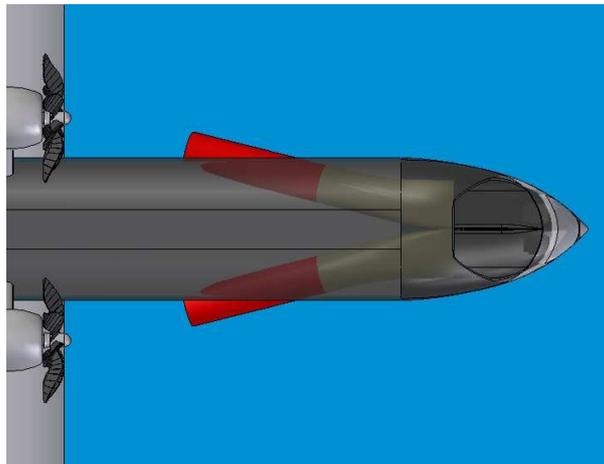
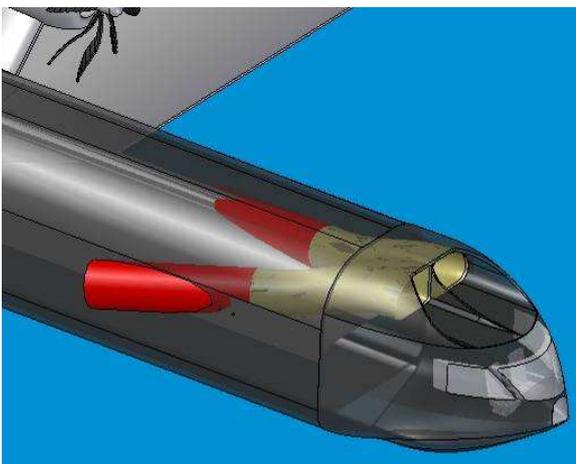
בסידור כזה של מכולות נקבל כי מסת המכולות הכוללת (מסת מכולות עצמן + המטען המועיל המקסימלי עבור מכולה) שתתקבל היא 140 ton ומסת המטען המועיל בלבד 138 ton, כלומר הגוף של המטוס אכן מספיק גדול על מנת שנוכל להעמיס אותו ב- 120 ton משקל מועיל ואנחנו עומדים בדרישות שהצבנו לעצמנו.

### 10.3 תצורת גוף

כפי שנאמר לעיל, נעשה תכנון חתך גוף המטוס ושירותוט מחדש של כל החלקים. תוכננו מנועים פנימיים וכונסים מיוחדים. במטוסים הרוסיים המנועים נמצאים באף המטוס, לפני תא הטייס ומעליו. אצלנו נבחר להכניסם מאחורי תא הטייס, לכן היה צורך להזיז את תא הטייס נמוך יותר ולהתקין מעליו את הכונסים. הגענו לתצורה הבאה:

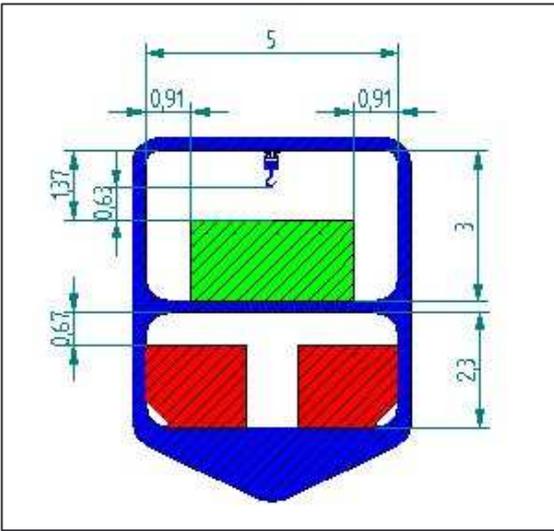


- נעשה תכנון ראשוני של משטחי היגוי על הכנפיים.



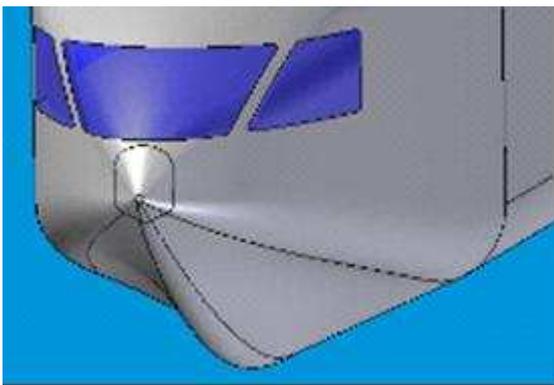
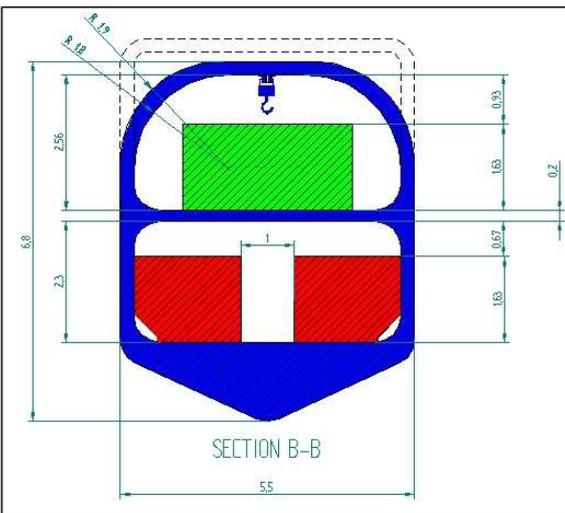
- שינוי צורת החתך של גוף המטוס

כך נראה החתך הישן של גוף המטוס:



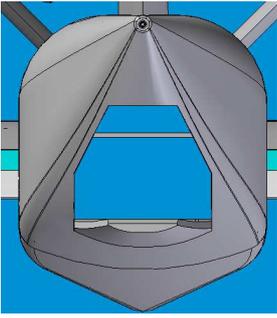
זהו חתך הגוף החדש:

הקו המקווקו הוא צורת החתך הישנה. קל לראות שהקטנו משמעותית את שטח החתך, כך אנו לא מבזבזים מקום, מקטינים גרר צורה ומשקל גוף המטוס.

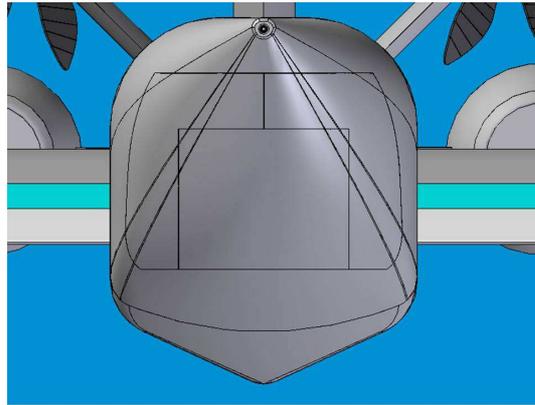
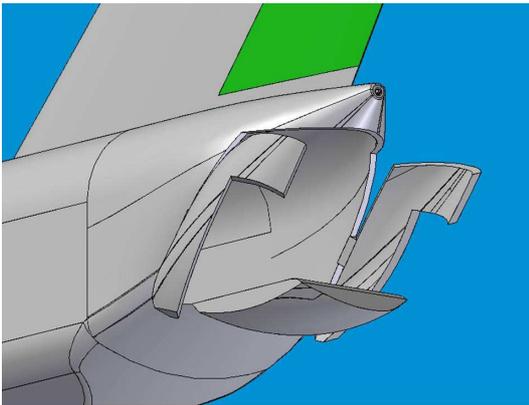


- כמובן שצורתו החיצונית של המטוס השתנתה כליל. השתמשנו בהזדמנות זו ותכננו מחדש את תחתית המטוס באזור תא הטייס, כך שבזמן המראה יהיה גרר חיכוך קטן יותר עם המים:

• תכנון דלת חדשה



שינינו את הגיאומטריה של החלק האחורי, כדי להקנות לו צורה אווירודינמית ולהקטין גרר. בצורה זו התקבלה קטנה מידי עפ"י הקונספקט הקודם ולכן תכננו דלת חדשה, כך שיהיה פתח גדול מספיק להטענת מטען. הפתרון שנמצא היה לחלק את הדלת לשלושה חלקים שיפתחו בנפרד, סביב צירים שונים, באופן הבא:



החלק האמצעי משמש גשר בין המטוס לרציף. הוא רחב וחזק מספיק כדי שמלגזה הנושאת מיכל תסע עליו.

# 11 מבנה המטוס והכוחות הפועלים עליו

## 11.1 עומסים על המטוס

הערכת העומסים הפועלים על מבנה המטוס כתוצאה מכוחות הידרודינמיים ואווירודינמיים

כדי לאפשר תכנון מבנה המטוס וביצוע אנליזת חוזק עלינו לחשב ולמצוא את העומסים הפועלים עליו.

בשלב זה חושבו כוחות הפועלים על משטחי עילוי ועל תחתית גוף המטוס. חישובי עומסים הידרודינמיים על תחתית המטוס נעשו בעזרת תוכנת סימולציית ההמראה. כוחות אווירודינמיים חושבו מהנחת טיסה ישרה ואופקית עם מקדם עומס מסוים.

חישוב כוחות אווירודינמיים על משטחי עילוי

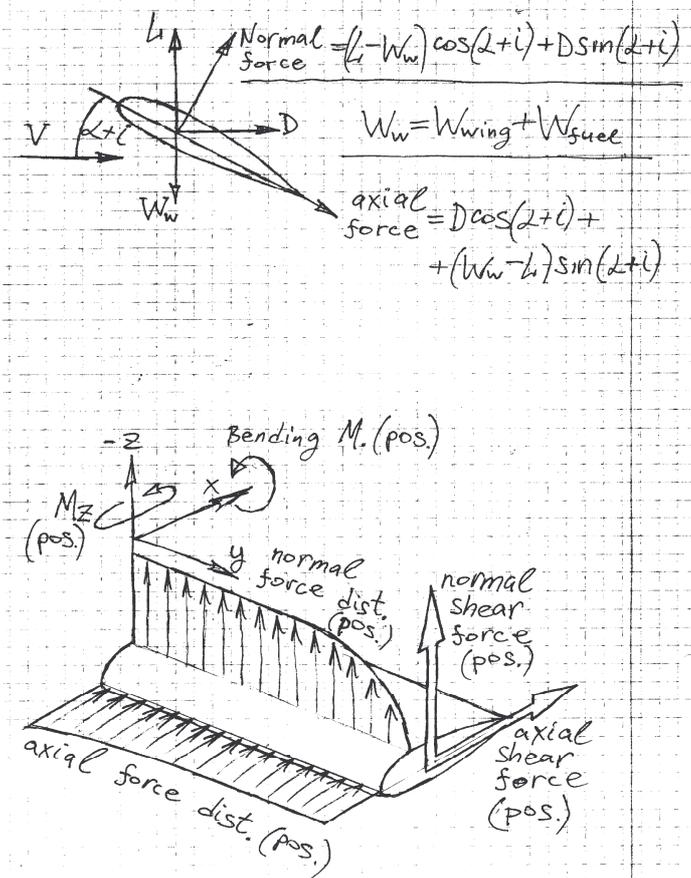
מתוך ידיעת מצב טיסה, חושבו כוחות העילוי והגרר בזנב אופקי, ובכנף. הונח פילוג עילוי אליפטי לאורך מוטת הכנף והזנב האופקי. הונחה צורה של פילוג אחיד של גרר עבור הכנף, ופילוג ליניארי עבור הזנב האופקי. נלקח בחשבון מיקום תאי הדלק בכנפיים.

פילוג העילוי לאורך מיתר הכנף, שנמצאת באפקט קרקע, חושב בהתבסס על דו"חות של ניסויים שנלקחו מהאינטרנט. עבור הזנב האנכי, הונחה זווית הטיית הגה כיוון מקסימאלית של כ-30 מעלות. הכוחות הפועלים עליו חושבו בעזרת נוסחאות אווירודינמיות בסיסיות.

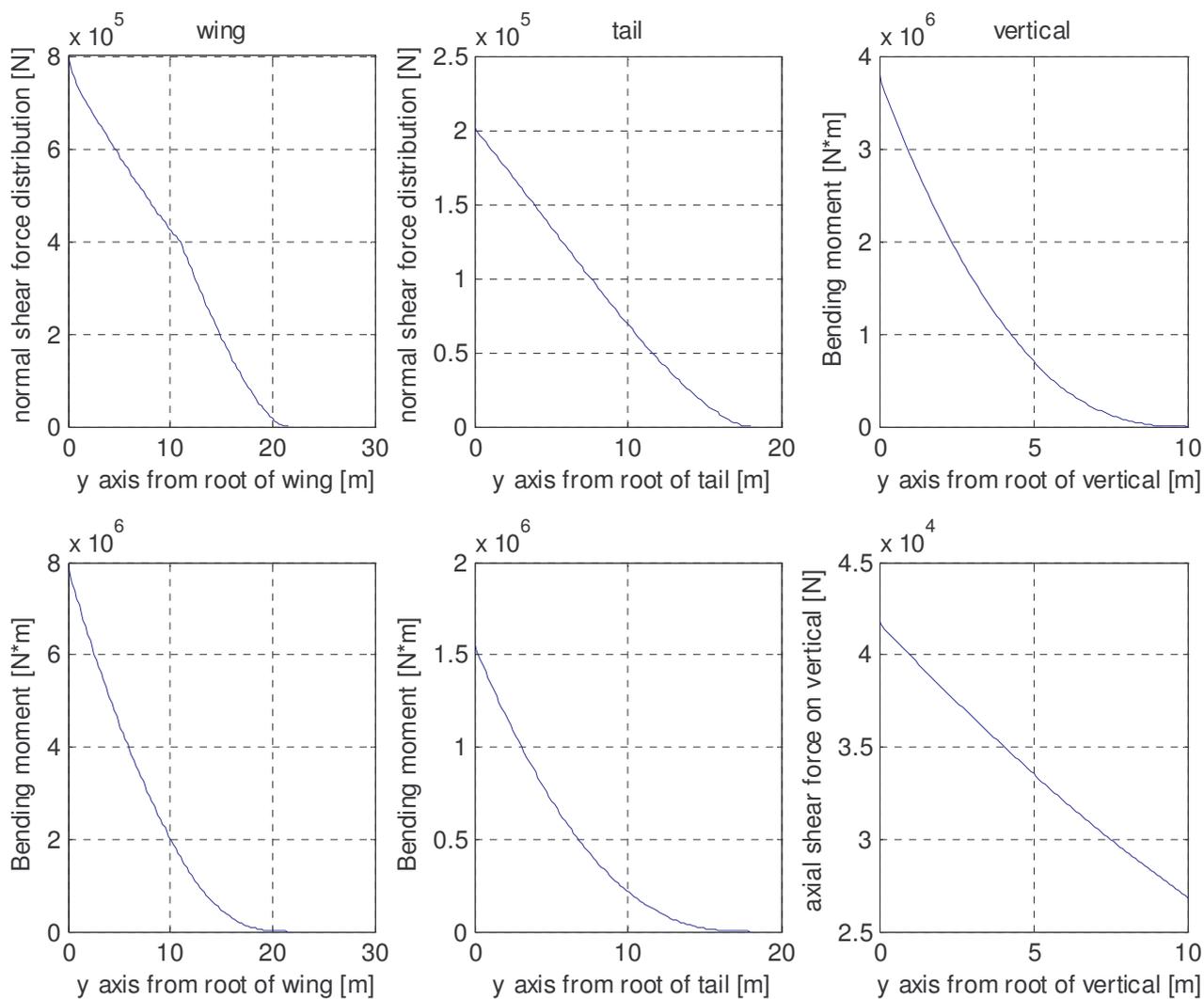
כוחות אווירודינמיים במערכת הרוח הועברו למערכת משטח העילוי, במטרה לחשב את העומסים המבניים הפועלים עליו.

החישובים נעשו בתוכנת MATLAB.

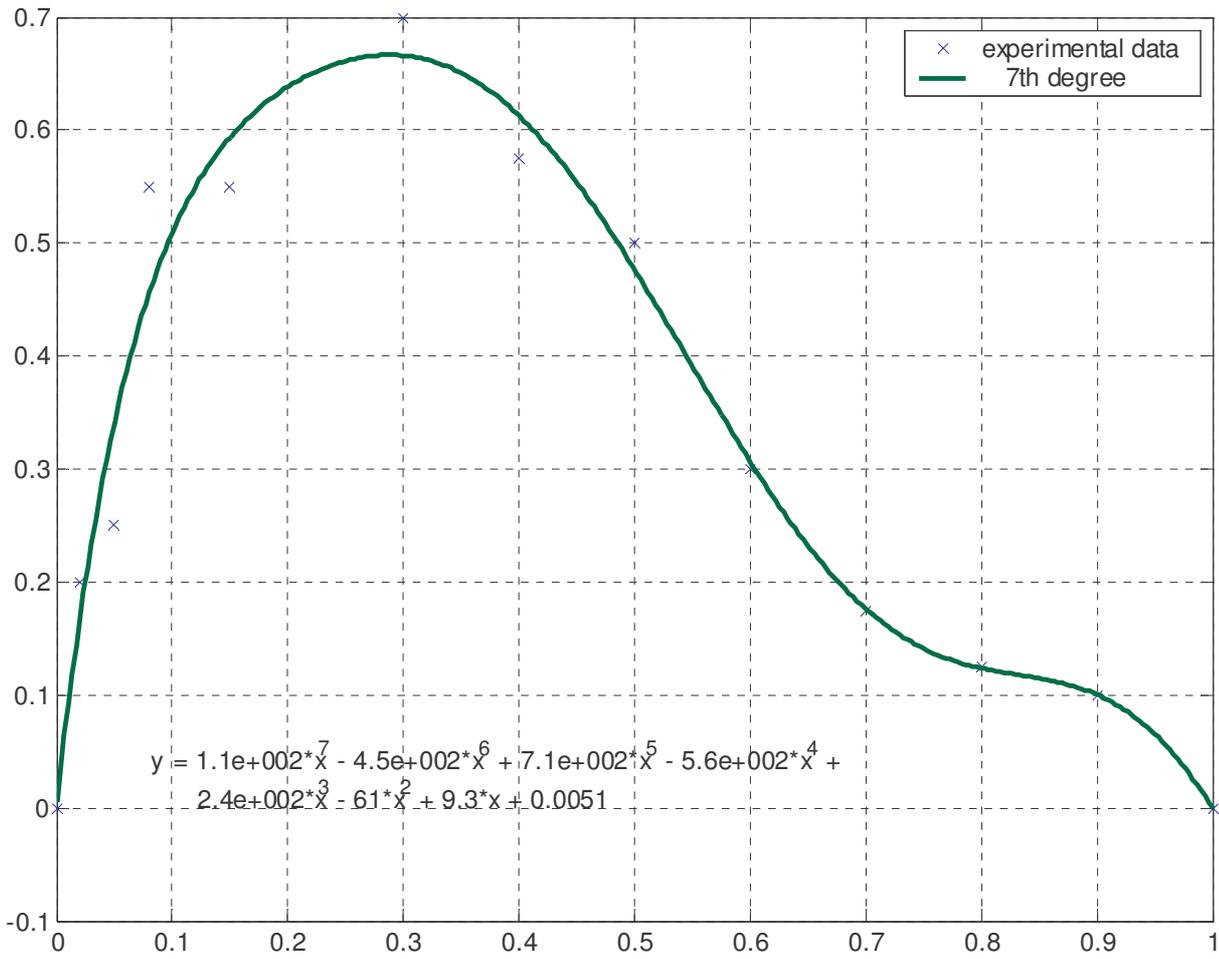
להלן איור הממחיש את הכוחות שחושבו:



להלן הצגת הכוחות האווירודינמיים הפועלים על הכנף והזנבות האנכי והאופקי:



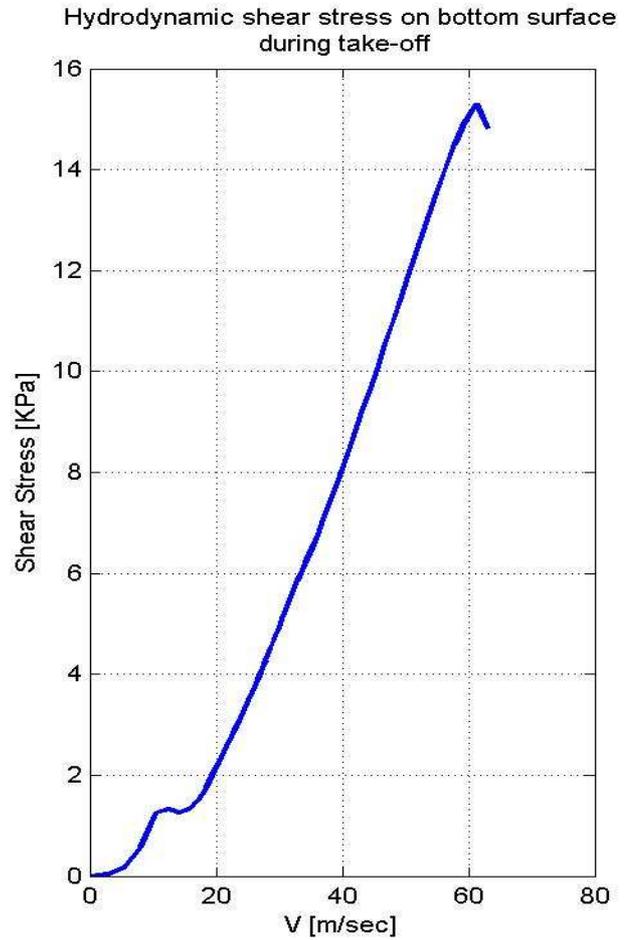
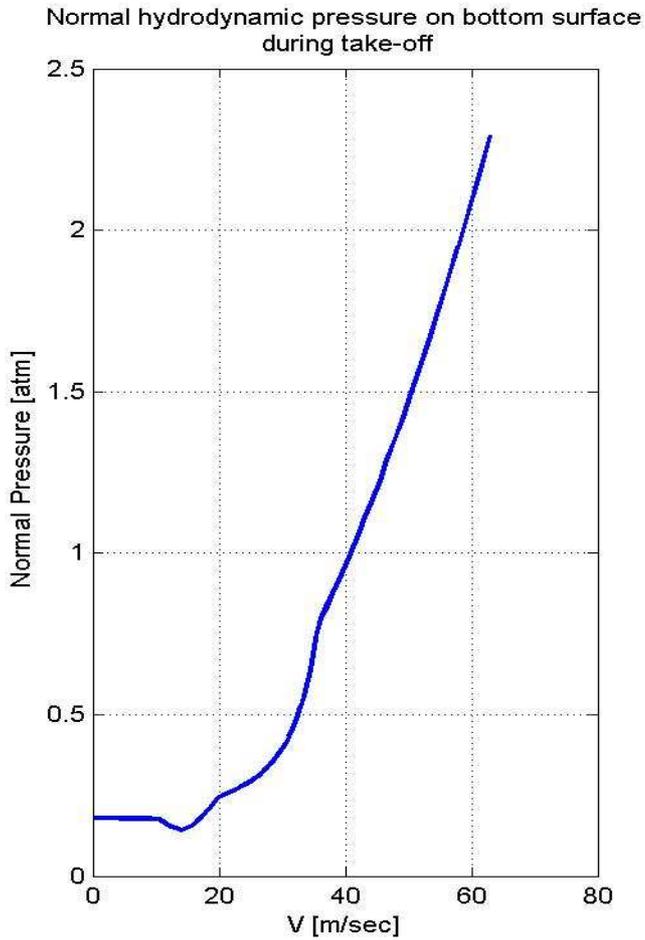
פילוג הלחץ לאורך מיתר הכנף באפקט קרקע:



## עומסים על תחתית גוף המטוס

עומסים אלה חושבו על סמך תוצאות סימולצית ההמראה. חושבו השטחים עליהם פועלים כוחות המים, ומתוכם חושב הלחץ ומאמץ הגזירה הפועלים על תחתית גוף המטוס.

להלן התוצאות:



בתוצאות האלו נעשה שימוש בתכנון מבנה המטוס.

## 11.2 מבנה הגוף

תכנון מבנה גוף המטוס התחלק לשלושה חלקים:

- תכנון החציצים
- תכנון האורכנים
- תכנון תחתית הגוף

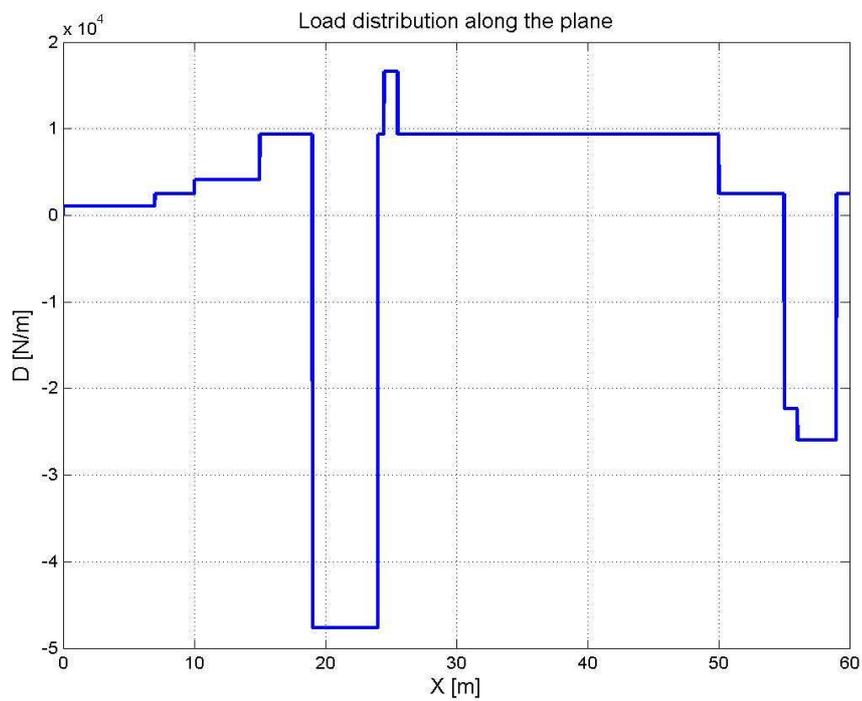
תכנון של כל חלק בוצע משיקולים שונים.

Aluminum 7075 T6 (אלומיניום תעופתי) נבחר להיות חומר הייצור.

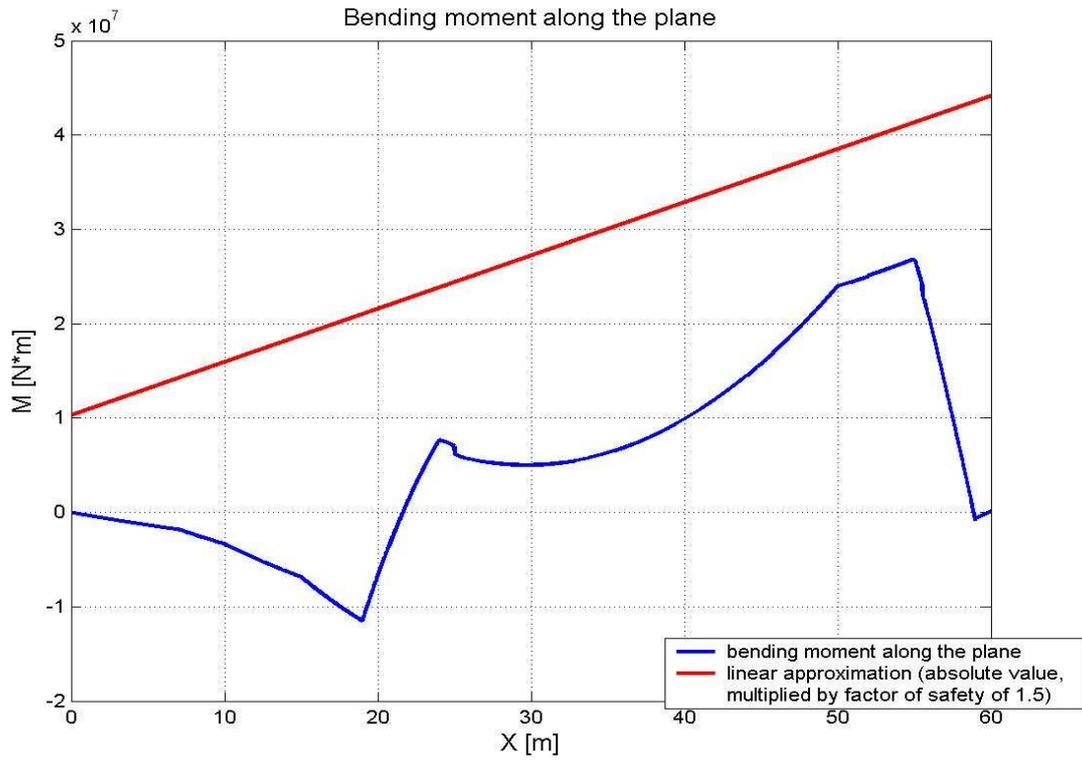
### תכנון האורכנים

הצורה והמיקום של האורכנים בחתך המטוס נקבעו משיקולי עומסי כפיפה של הגוף.

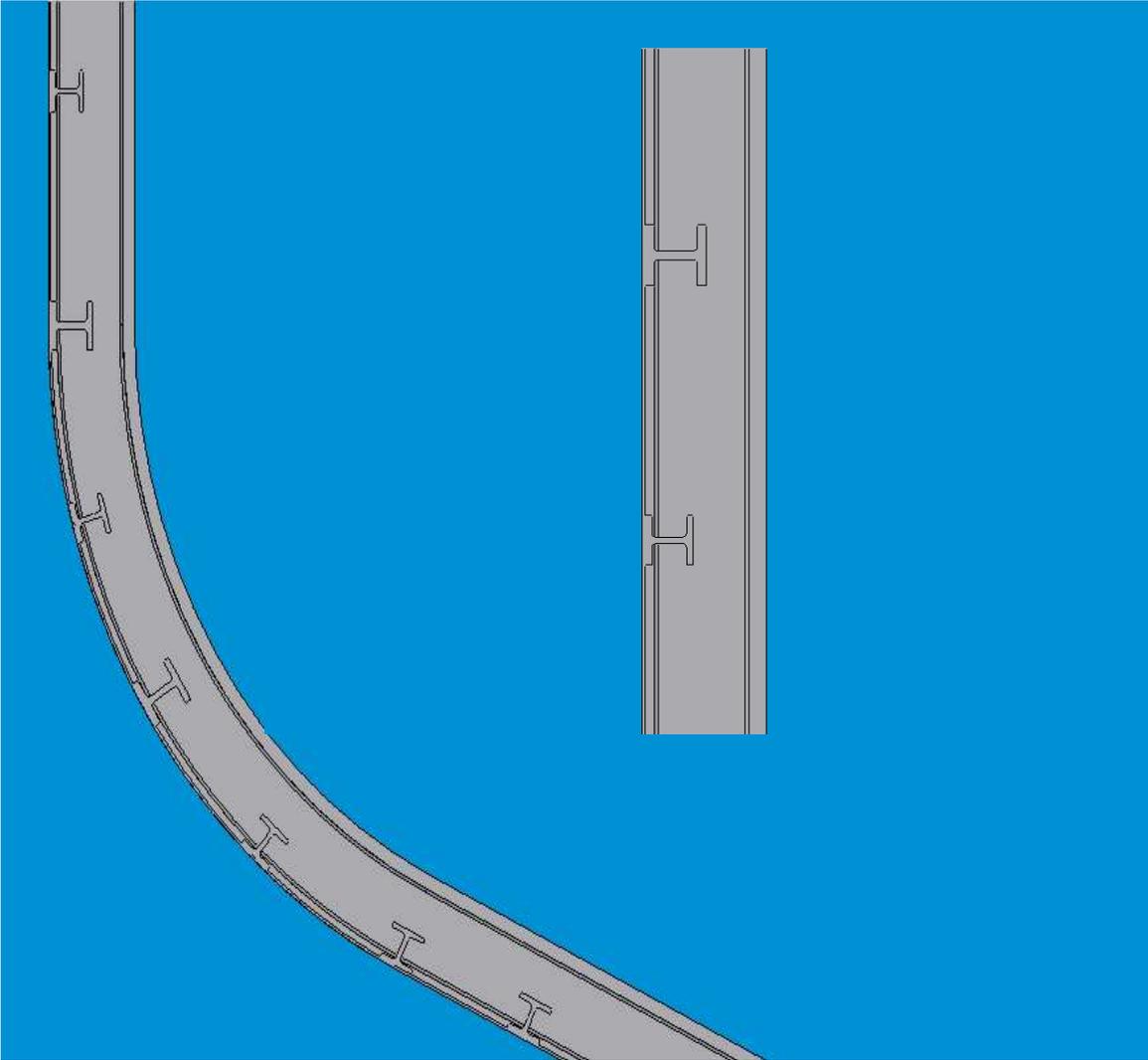
לחישוב עומס הכפיפה על הגוף הונח פילוג הבא של משקלים של רכיבים שונים:



מומנט כפיפה הפועל על גוף המטוס התקבל מיד מפילוג המשקלים בעזרת אינטגרציה נומרית:

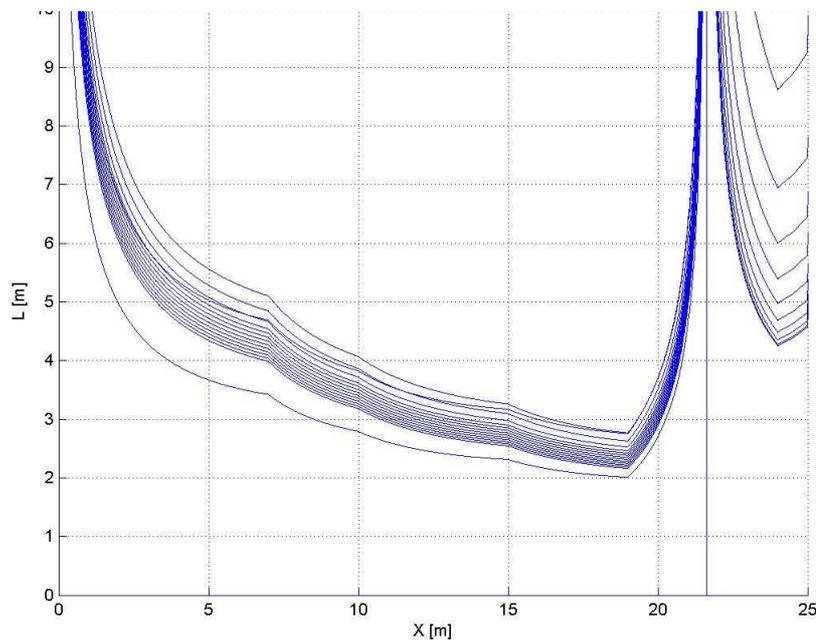
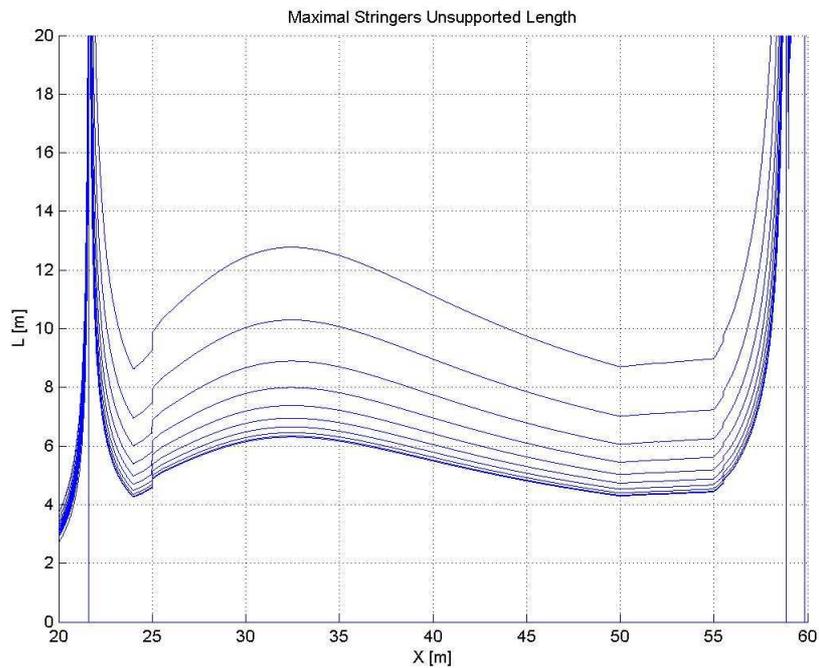


(לצורך חישובים בוצע קירוב ליניארי למומנט כפיפה עם הוספת מקדם בטחון של 1.5).



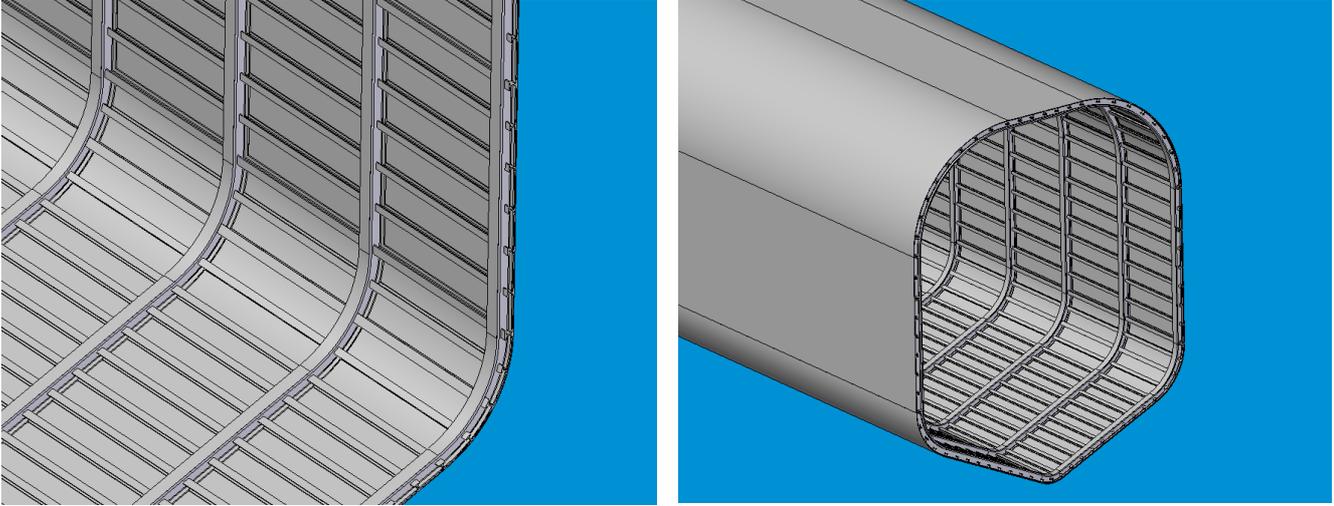
## תכנון החציצים

תכנון החציצים נעשה משיקולי קריסה של האורכנים, ומשיקולי ריכוזי מאמצים. להלן גרפים המתארים את המרחקים המקסימאליים בין החציצים, כך שלא תרחש קריסת אורכנים.



מתוך הגרפים הנ"ל ניתן לראות את האורך המקסימאלי המותר של האורכנים ללא תמיכה. אורך זה נקבע משיקולי קריסה (לפי תורת הקריסה של Euler) – כלומר, קריסה עקב מומנט כפיפה שפועל על המטוס. אורך זה שימש אחד האילוצים לקביעת פילוג החציצים (שממשים תמיכות לאורכנים) לאורך המטוס.

כך נראה סידור החיצים והאורכנים בגוף המטוס:



### תכנון תחתית הגוף

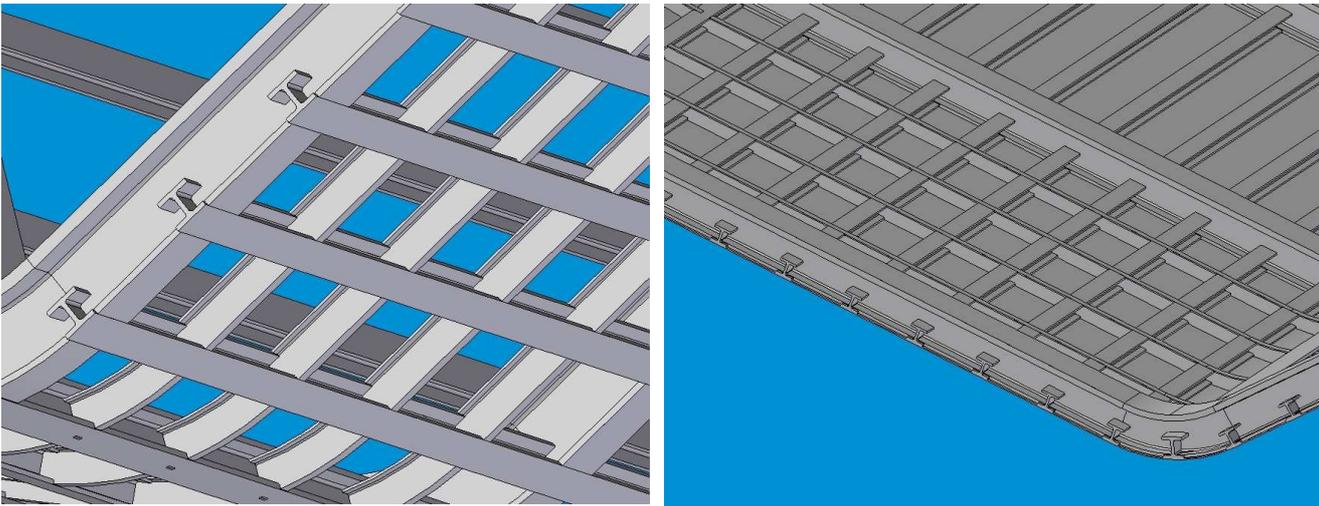
על סמך חישובי עומסים מתוך סימולציית המראה נעשתה הערכה של תחתית גוף המטוס. בתחתית גוף המטוס נעשה שימוש המנבה עם skin כפול, שנתמכת על ידי חיצים קטנים הנמצאים רק בתחתית המטוס.

עובי המעטפת (skin) הפנימית והחיצונית הוא 4 מ"מ.

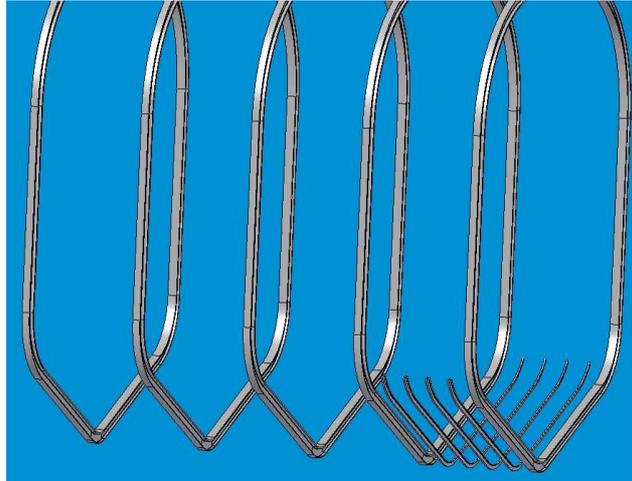
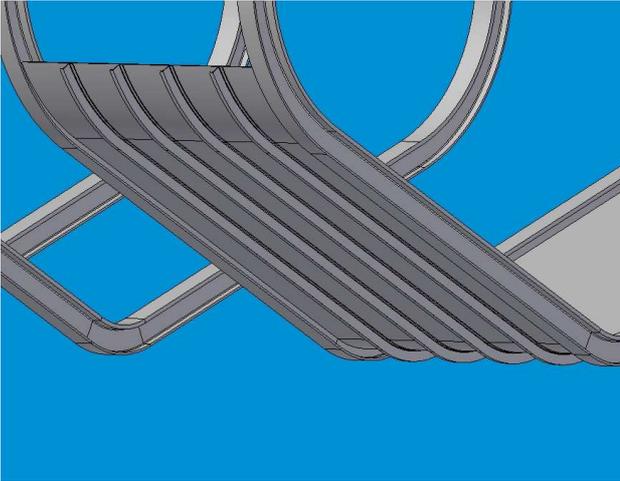
להלן תמונות המתארות את תחתית גוף המטוס.

בתמונה הימנית רואים את האורכנים, שני חיצים, ה skin החיצוני, וחיצים קטנים שנמצאים בין שני שכבות ה skin.

בתמונה השמאלית רואים את אותו הדבר מהצד החיצוני של הגוף, רק ללא ה skin.



בתמונות אלה רואים את החציצים, ואת החציצים הקטנים.



חתכי האורכנים והחציצים מוגדרים בנספחים.

## 11.3 מבנה הכנף

במסגרת הפרוייקט בצענו תכן ראשוני של מבנה הכנף. הפרק הזה מתאר את תהליך התכן ותוצאותיו.

תכונות הכנף:

- כנף שלוחה
- מבנה רב-קורות (multispar)
- חומר היצור העיקרי – אלומיניום תעופתי AI 7075 T6
- שימוש נרחב ברכיבים אינטגרליים המיוצרים בעיבוד שבבי
- נפח פנימי ינוצל לאיחסון דלק במיכלים אינטגרליים

תכן מבנה כנף מורכב באופן כללי משלבים הבאים:

- הגדרת מעטפת הטיסה ואוסף תצורות של המטוס
- חישוב פילוג עומסים לאורך המוטה
- חישוב עומסים בחתכים
- הגדרת מבנה עפ"י עומס קריטיים בכל חתך
- אנליזת חוזק – בסיס לאופטימיזציה איטרטיבית

במקרה שלנו, תהליך התכן כלל שלושה שלבים:

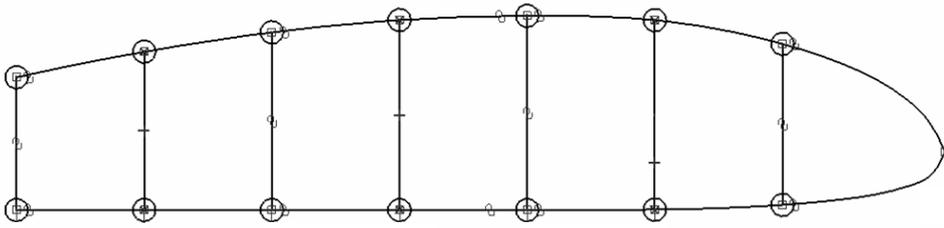
- חישוב מקורב של עומסים סטטיים (תאור מפורט ראה בפרק הדן בעומסים)
- הגדרת מבנה ראשונית על סמך חישובים מקורבים
- אנליזת אלמנטים סופיים אשר מהווה בסיס לאופטימיזציה של המבנה (על מקרה עמיסה נבחר)

עומסים שעבורם תוכננה הכנף מתייחסים לתנאי טיסה ותצורות הבאות:

- טיסה ישרה ואופקית בקירוב בגובה פני הים
- מהירות אמיתית  $60 \div 140$  מטר לשניה ( $115 \div 270$  קשר)
- ספרת עומס  $1 \div 2.5$
- משקל המראה מירבי (300 טונות)
- משקל דלק בין 0 ל-110 טונות

מקרי עמיסה קיצוניים של הטווח הנ"ל יגרמו למאמצים מקסימליים מותרים במבנה (proof stress). מאמצים מירביים לצורך התכן (ultimate stress) נקבעו ע"י הכפלה במקדם בטחון של 1.5.

הנחות לצורך הגדרת המבנה הראשונית: פלנג'ים של הקורות נושאים מאמצים נורמליים (עקב כפיפה) בלבד, וופים של הקורות ומעטה נושאים מאמצי גזירה בלבד. החתך הוצג ע"י מודל מופשט הבא:



איור 2: חתך מופשט של תיבת פיתול

אלמנטים נוספים (לא השתתפו באנליזה): אורכנים וצלעות.

תהליך קביעת המידות של הרכיבים היה כדלקמן. עבור פלנגים של הקורות מאמצים נורמליים חושבו בהתאם שונים בכל קורה והשווה למאמץ מותר של החומר (מאמץ כניעה). שטחים של הפלנגים תוקנו בהתאם לתוצאות. עבור וובים ומעטה נעשה חישוב מקורב של זרמי גזירה מתוך הנהחות מפשטות: כוח גזירה פועל בכיוון אנכי בלבד; הכוח פועל רק על הוובים של הקורות ואילו מומנט פיתול פועל גם על הוובים וגם על המעטה. התברר שהחישוב רגיש לאי-וודאות במומנט הפיתול (שקיימת עקב חוסר ידיעה מדויקת של מיקום מרכז הלחץ), אבל ברוב המקרים מאמצי גזירה לא היו קריטיים, כך שהקריטריון הקובע צריך להיות – יציבות המבנה לקריסה.

תהליך המתואר נעשה בעזרת תכנית Matlab אשר מתוארת בנספחים. המשוואות שלפיהן נעשה החישוב:

### 1. חישובי כפיפה

$$x_{cg} = \frac{\sum B_i x_i}{\sum B_i}$$

$$y_{cg} = \frac{\sum B_i y_i}{\sum B_i}$$

$$\bar{x}_i = x_i - x_{cg}$$

$$\bar{y}_i = y_i - y_{cg}$$

$$I_{xx} = \sum B_i \bar{y}_i^2$$

$$I_{yy} = \sum B_i \bar{x}_i^2$$

$$I_{xy} = \sum B_i \bar{x}_i \bar{y}_i$$

$$\sigma_z = \left( \frac{M_y I_{xx} - M_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) x + \left( \frac{M_x I_{yy} - M_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) y$$

כאן  $B_i$  – שטחים מרוכזים (booms),  $x_i, y_i$  – מיקומם במערכת צירים שרירותית.

### 2. חישובי פיתול וגזירה

חישוב מקורב של מיקום מרכז גזירה (רק קוורדינטת x, רק קורות נלקחות בחשבון).

זרמי גזירה "בחתך פתוח":

$$q_{bi} = \frac{S_y}{I_{xx}} B_i y_i$$

$$x_{cs} = \frac{\sum_i q_{bi} x_i h_{web_i}}{S_y}$$

כאשר  $B_i$ ,  $y_i$  – שטח ומיקום (גובה) הפלנג'ים,  $x_i$  – מיקום הקורות,  $h_{web}$  – גובה הקורות.  $S_y$  – כוח שרירותי בכיוון אנכי. אזי מומנט פיתול יהיה:

$$T = S_y (x_{cp} - x_{cs})$$

כאשר  $S_y$  – כוח גזירה אמיתי הפועל בחתך,  $x_{cp}$  – מקום פעולתו (מרכז לחץ).

מציאת זרמי גזירה:

$$\begin{pmatrix} 2A_1G & -\delta_1 & \delta_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 2A_2G & \delta_{12} & -\delta_2 & \delta_{23} & 0 & 0 & 0 \\ 2A_3G & 0 & \delta_{23} & -\delta_3 & \delta_{34} & 0 & 0 \\ 2A_4G & 0 & 0 & \delta_{34} & -\delta_4 & \delta_{45} & 0 \\ 2A_5G & 0 & 0 & 0 & \delta_{45} & -\delta_5 & \delta_{56} \\ 2A_6G & 0 & 0 & 0 & 0 & \delta_{56} & -\delta_6 \\ 0 & 2A_1 & 2A_2 & 2A_3 & 2A_4 & 2A_5 & 2A_6 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \\ q_5 \\ q_6 \\ q_7 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ T \end{pmatrix}$$

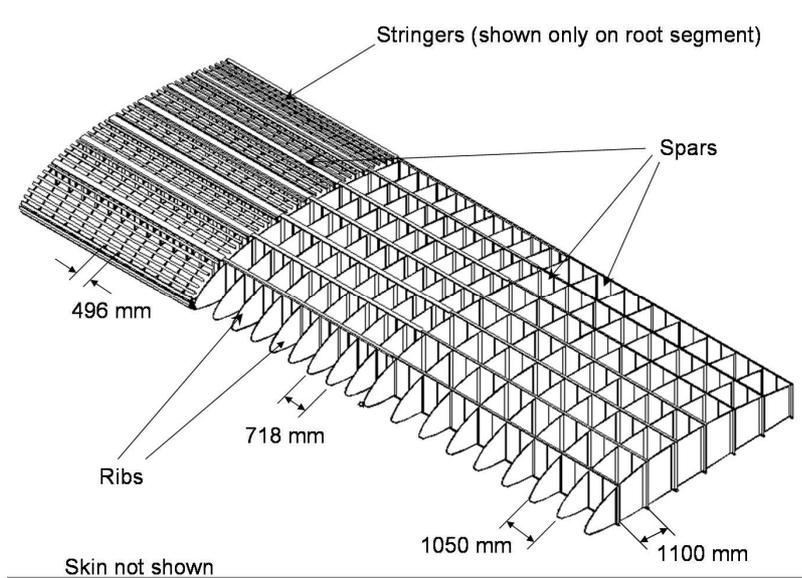
כאשר  $G$  – מודול גזירה של החומר,  $A$  – שטח של התא,  $\delta = \int \frac{ds}{t}$  (לכל דופן).

אזי זרם גזירה בכל קורה יהיה שווה  $q_i^* = q_b + q_i - q_{i+1}$  ומאמץ גזירה  $\tau_i = \frac{q_i^*}{t_i}$ .

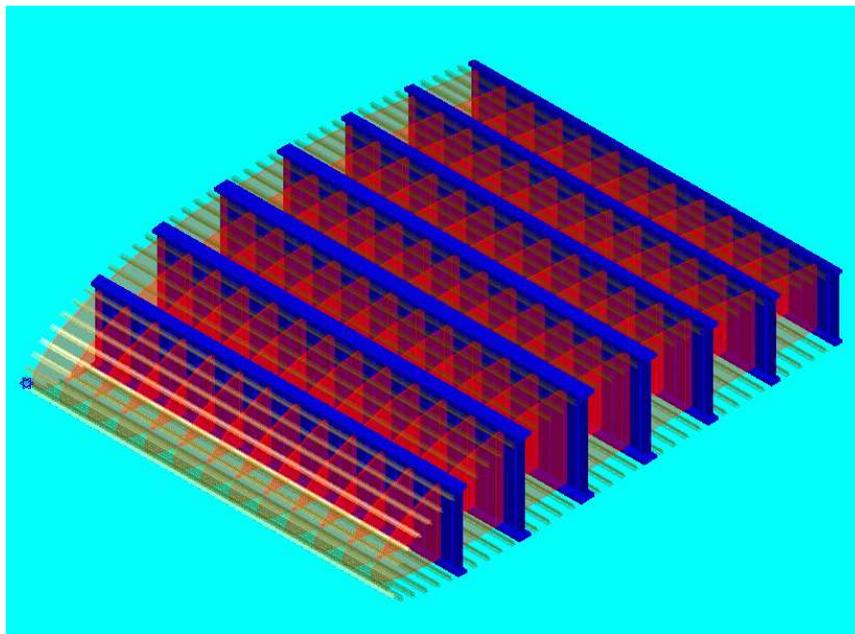
במקביל לחישוב מאמצים נעשה חישוב של מסת המבנה בהנתן מידות של אלמנטים.

בדיעבד התברר שאי-התחשבות בהשפעה של אורכנים ומעטה על מאמצים נורמליים היתה שגויה, מכיוון שאלמנטים האלה מוסיפים מומנט אינרציה גדול לחתך ולכן שטחים של הפלנג'ים צריכים להיות קטנים בהרבה מאלה שהתקבלו.

האנליזה נעשתה על מחצית הכנף – מחיבור לגוף (אשר לא תוכנן) עד הקצה. על מנת לחסוך שרטוט של כמות גדולה של חלקים שונים הכנף חולקה לשלושה סגמנטים, שבכל אחד מהן נשמרו מידות קבועות של אלמנטים. כך למשל, עבור הקורות נקבע חתך אחד (קבוע) בסגמנט הפנימי (שורש הכנף), חתך שני בסגמנט אמצעי וחתך שלישי בסגמנט החיצוני. כנ"ל לגבי מרווחים בין הצלעות, חתך האורכנים וכו'.

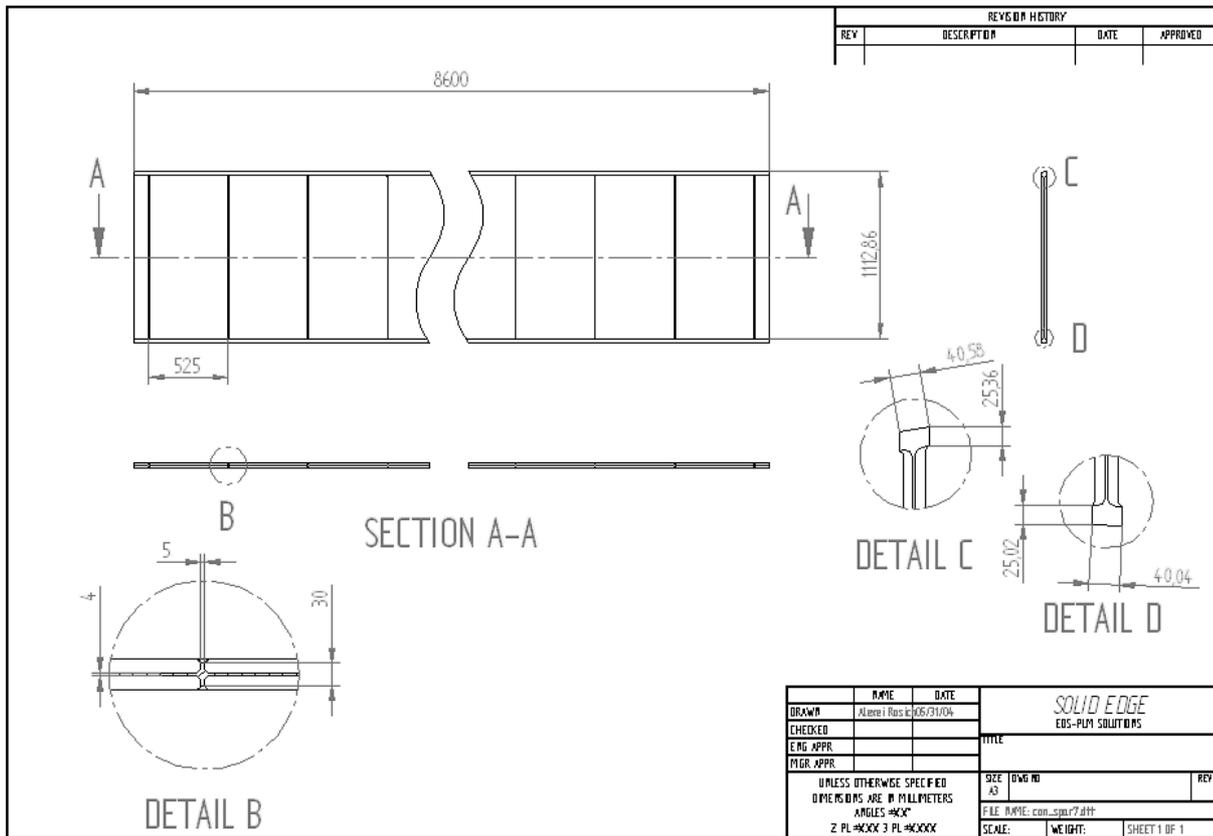


איור 3: סידור כללי של מבנה הכנף



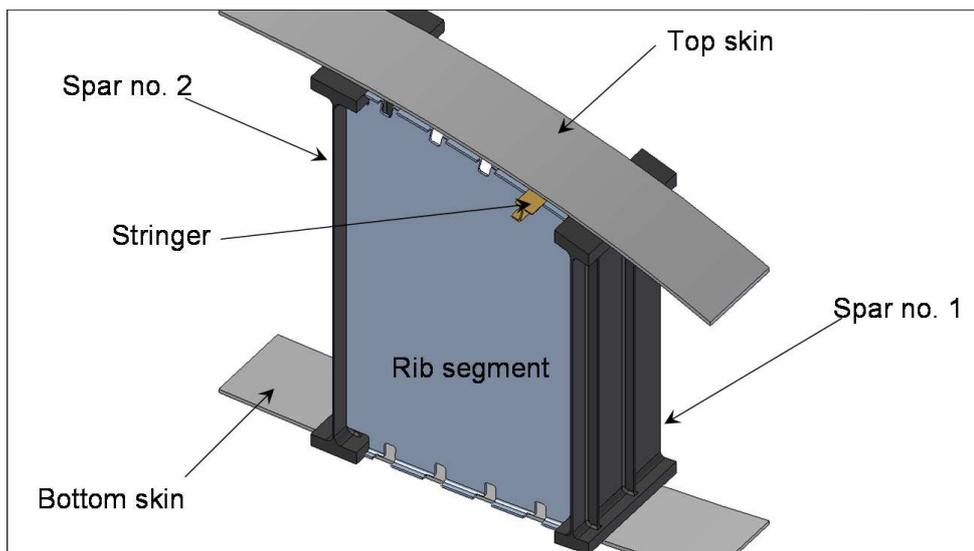
איור 4: מודל תלת-מימדי של הסגמנט הפנימי של הכנף

בגלל המידות הגדולות של הכנף (אורך מיתר – 12 מטרים) מספר הקורות נקבע להיות שבע. מרווח בין הקורות אחד ושווה 1100 מ"מ. כל סגמנט של קורה צריך להיות מיוצר בעיבוד שבבי כחלק אחד ולכלול חציצים אינטגרליים. תכן של החיבורים בין הסגמנטים של הקורות לא נעשה.



איור 5: דוגמה של המבנה המוצע של קורה

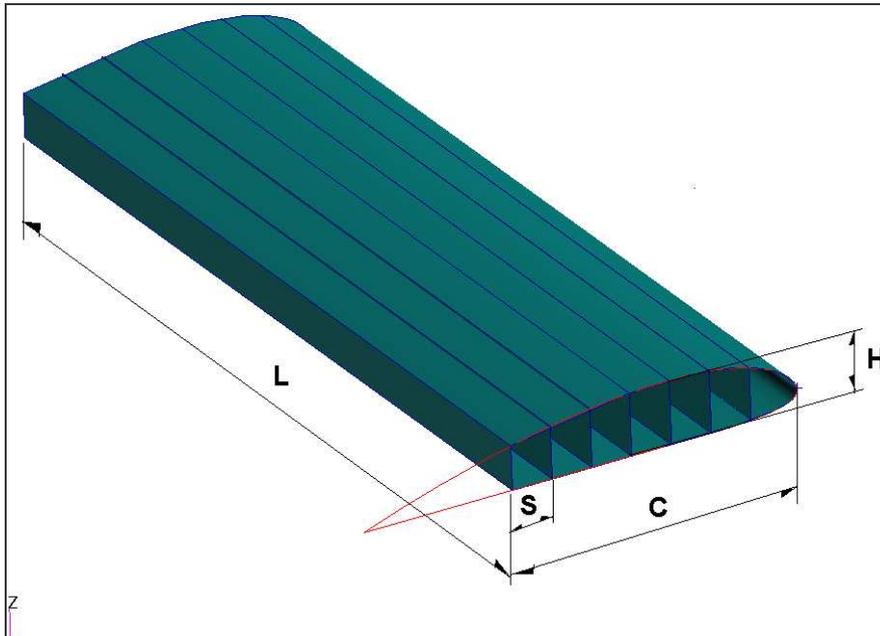
תרשים הבא מתאר סקיצה עקרונית של חיבור בין האלמנטים. אורכן ממודל כחלק נפרד, אך ניתן ליצר אורכנים ביחד עם הפנלים של מעטה בשיטה אינטגרלית.



איור 6: חיבור בין אלמנטי מבנה

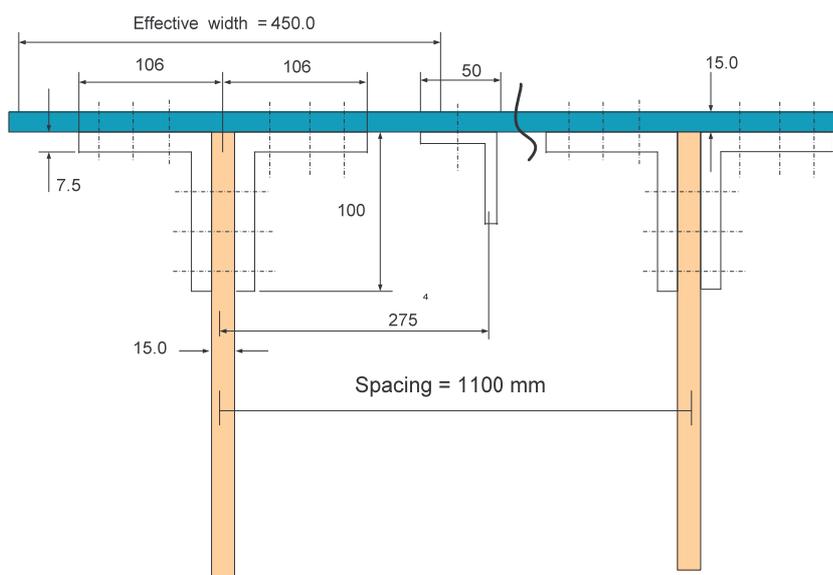
לאחר השלב שמתואר עד כה בוצעה אנליזת אלמנטים סופיים של המבנה. האנליזה נעשתה בעזרת התוכנה MSC Patran/Nastran עם עזרתו האדיבה של שבתאי תמורז מתעשייה אווירית.

גיאומטריה בסיסית:



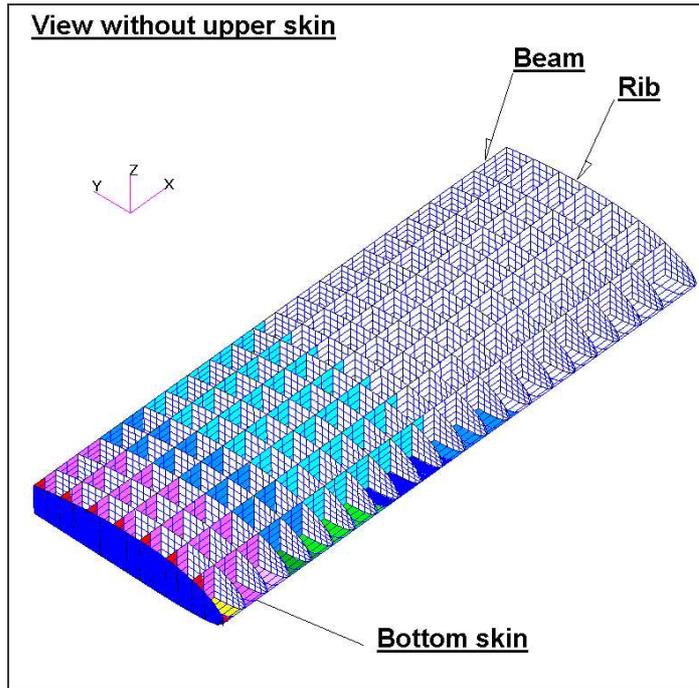
איור 7: גיאומטריה בסיסית

L =	21000	mm
C =	7918	mm
H =	1638	mm
S =	1100	mm



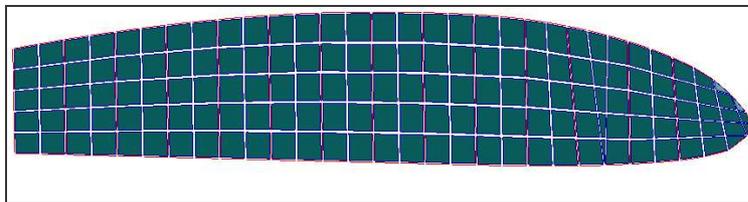
איור 8: חתך מייצג

מודל אלמנטים סופיים:

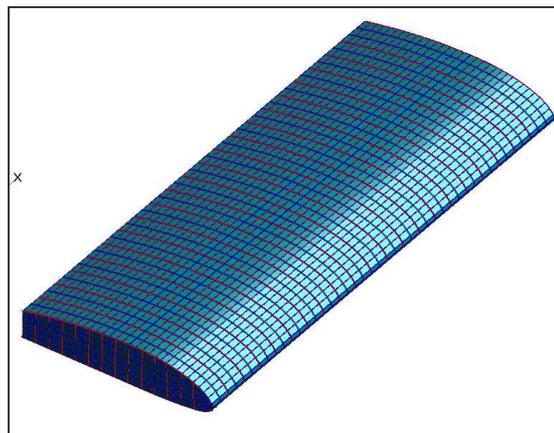


איור 9 : מודל אלמנטים סופיים

המודל כולל קורות (פלנג'ים וובים), צלעות (פלנג'ים וובים), אורכנים ומעטה.



איור 10: מבט מהצד

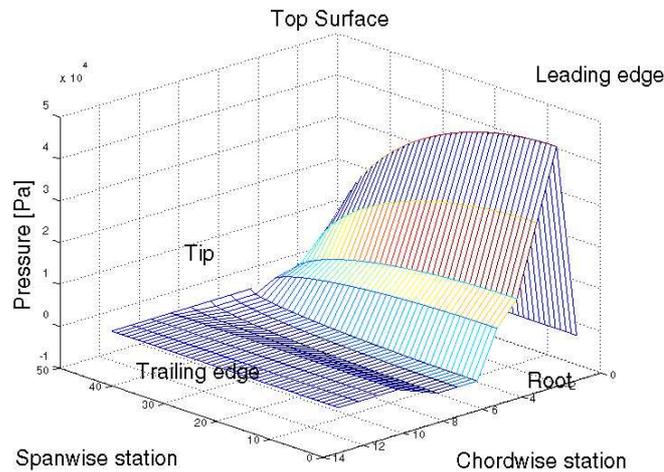


איור 11: מבט נוסף של המודל

תאור העמיסה

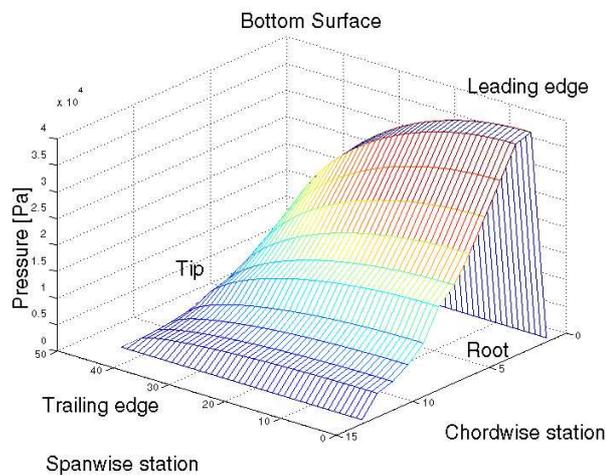
עקב חוסר זמן וחוסר נתונים אווירודינמיים אמינים אנליזה נעשתה על מקרה עמיסה נבחר יחיד אשר מבוסס על הערכה גסה של פילוג לחץ לאורך מיתר הפרופיל ושל פילוג עילוי לאורך המוטה. המקרה מתאים לטיסה במהירות 130 מטר לשנייה וספרת עומס 2.5 (כאשר מסת המטוס 300 טונות).

פילוג לחץ על משטח עליון:



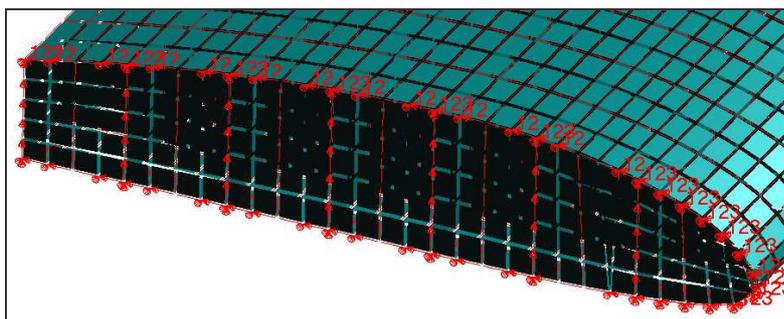
איור 12: פילוג לחץ על משטח עליון

פילוג עילוי על משטח תחתון:



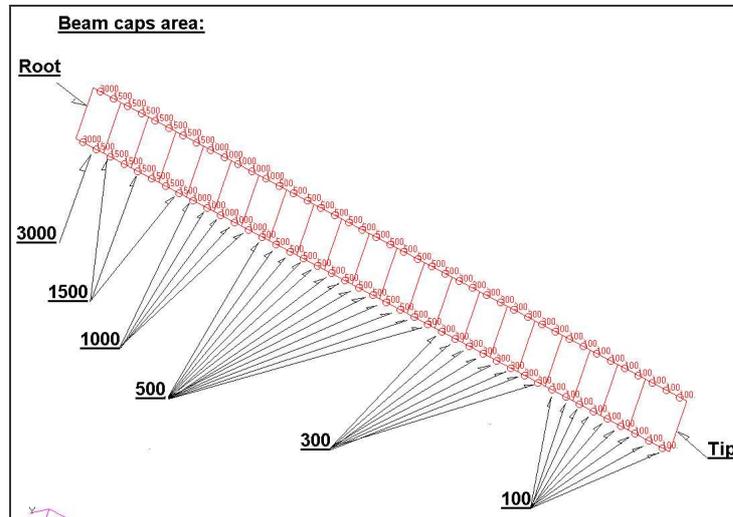
איור 13: פילוג לחץ על משטח תחתון

תנאי שפה בשורש הכנף:



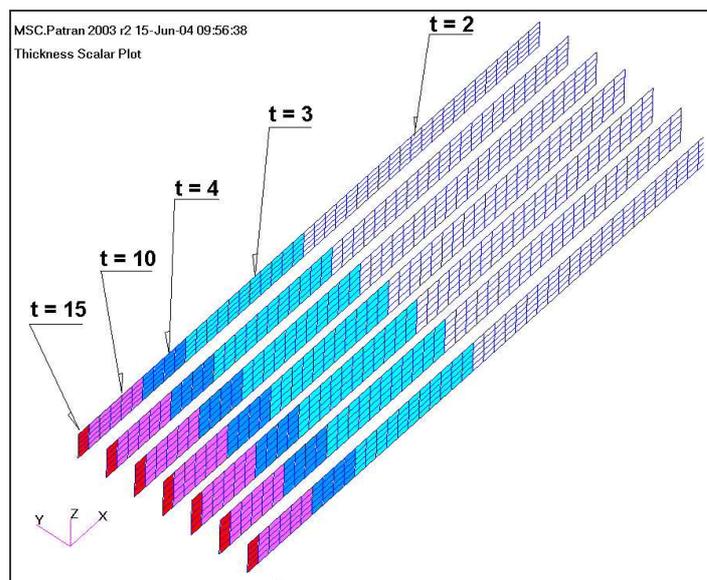
בצענו איטרציה אחת של אופטימיזציה של מידות הארכיבים. קיבלנו מידות הבאות:

1. שטחי הפלנג'ים של הקורות (מ"מ מרובע):



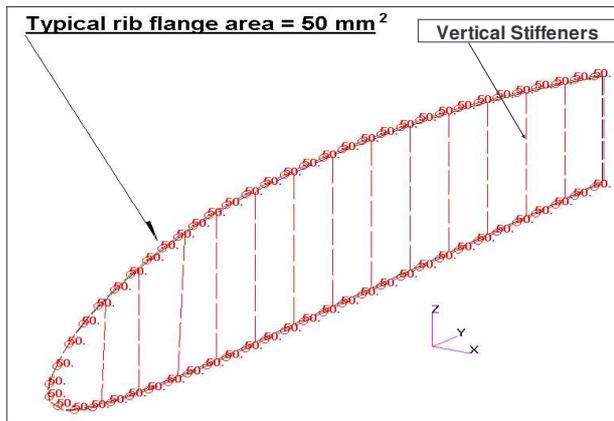
איור 14: שטח הפלנג'ים

2. עובי של הוובים של הקורות (מ"מ):



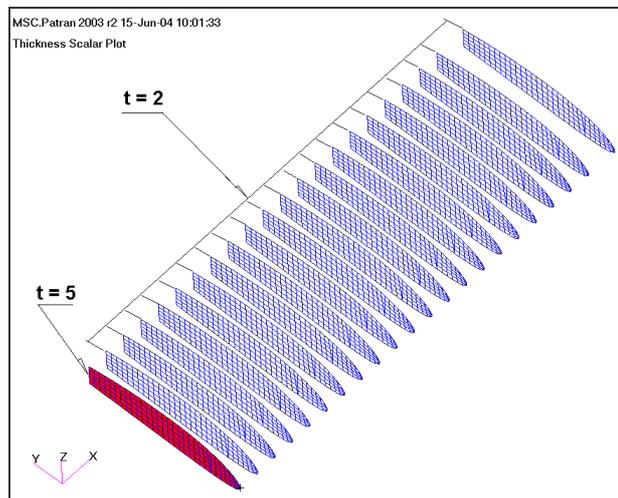
איור 15: עובי הוובים

3. שטחים של הפלנגים של צלעות (מ"מ):



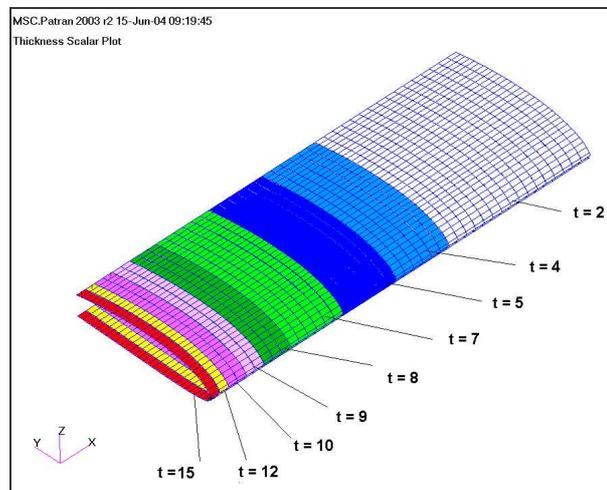
איור 16: שטח הפלנגים של צלעות

4. עובי של הוובים של צלעות (מ"מ):



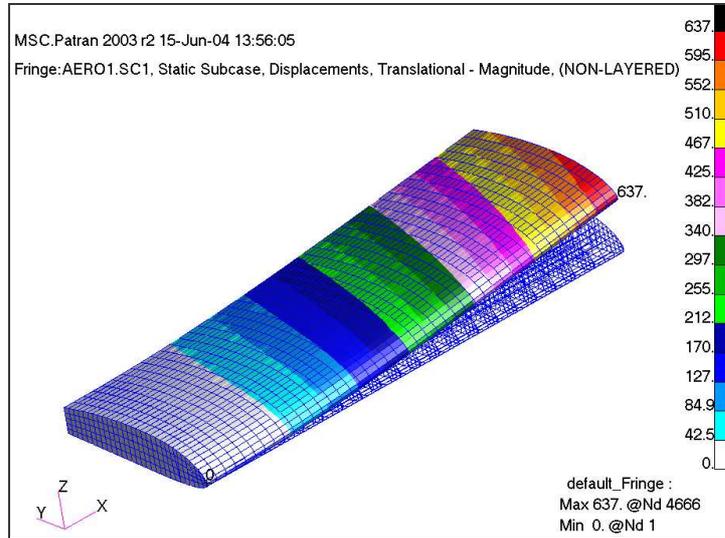
איור 17: עובי של צלעות

5. עובי של המעטה (מ"מ):



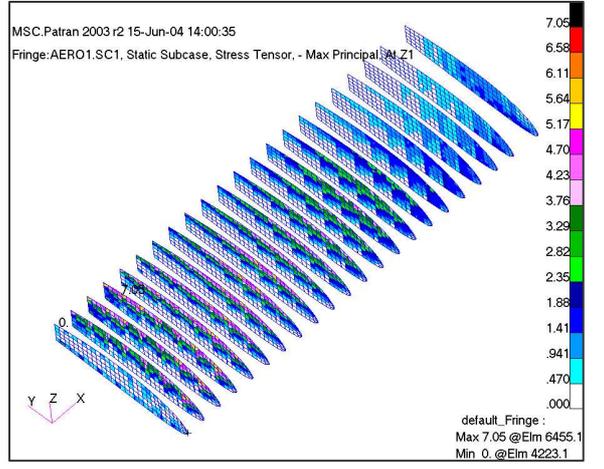
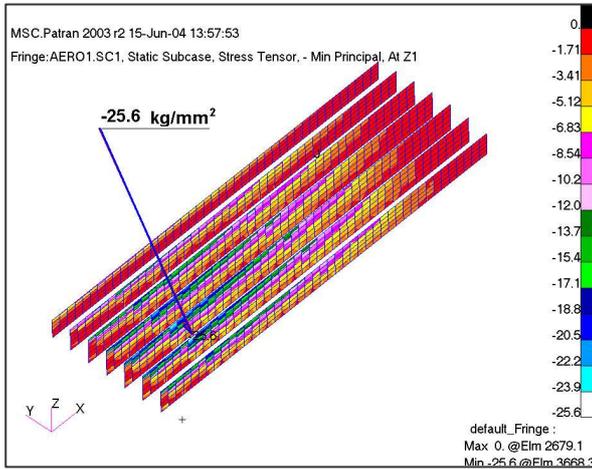
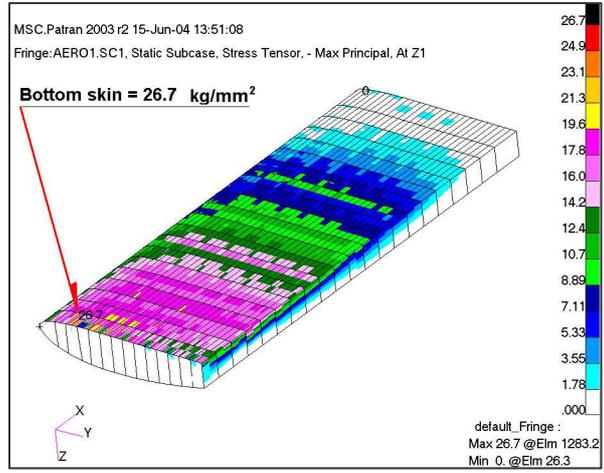
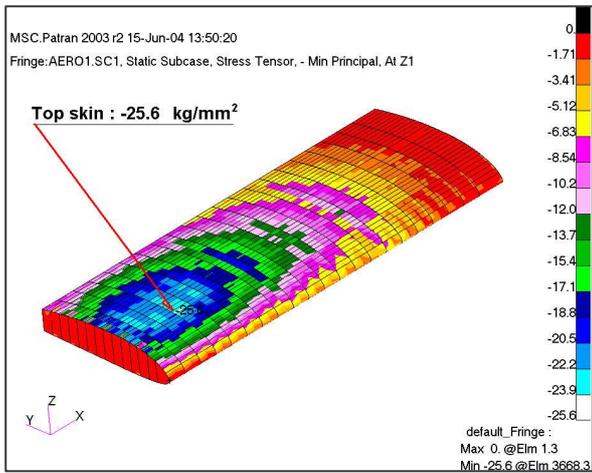
איור 18: עובי המעטה

1. שקיעה סטטית מירבית (בקצה): 637 מ"מ.

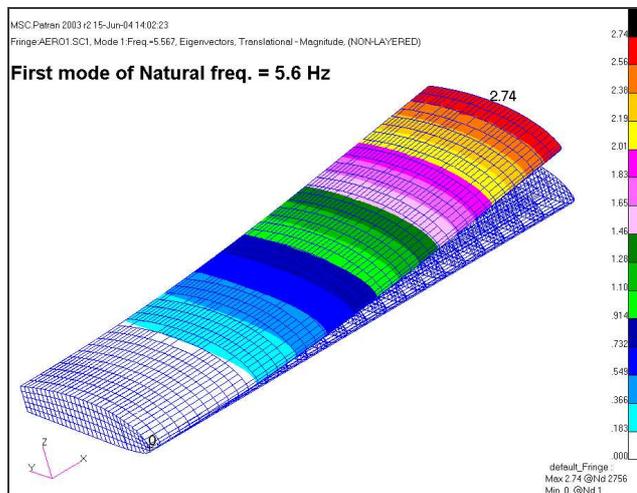


איור 19: שקיעה סטטית

2. מאמצים באלמנטים השונים בתחום המותר:

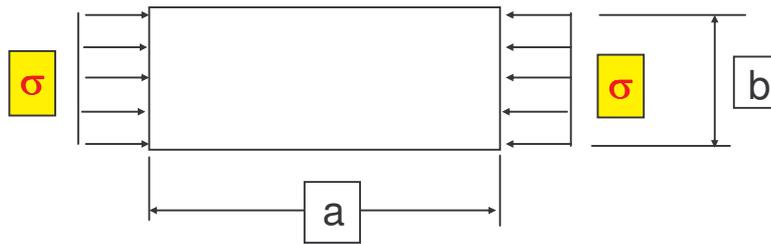


3. תדר עצמי ראשון 5.6 Hz.



איור 20: מוד עצמי ראשון

אנליזת יציבות של פנל המעטה (דוגמה מייצגת)



$$a = 1000 \text{ mm}$$

$$b = 275 \text{ mm}$$

$$t = 11 \text{ mm}$$

$$\sigma_{cr} = kE \left( \frac{t}{b} \right)^2 \quad \text{מאמץ קריטי:}$$

כאן:

$$a/b = 3.6$$

$$K = 3.6$$

$$E = 7592 \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_{cr} = 43.7 \text{ kg/mm}^2$$

מתוצאות נאנליזה:  $\sigma_{max} = 25.6 \text{ kg/mm}^2$  (proof)

$$\sigma_{limit} = 1.5\sigma_{max} = 38.4 \text{ kg/mm}^2$$

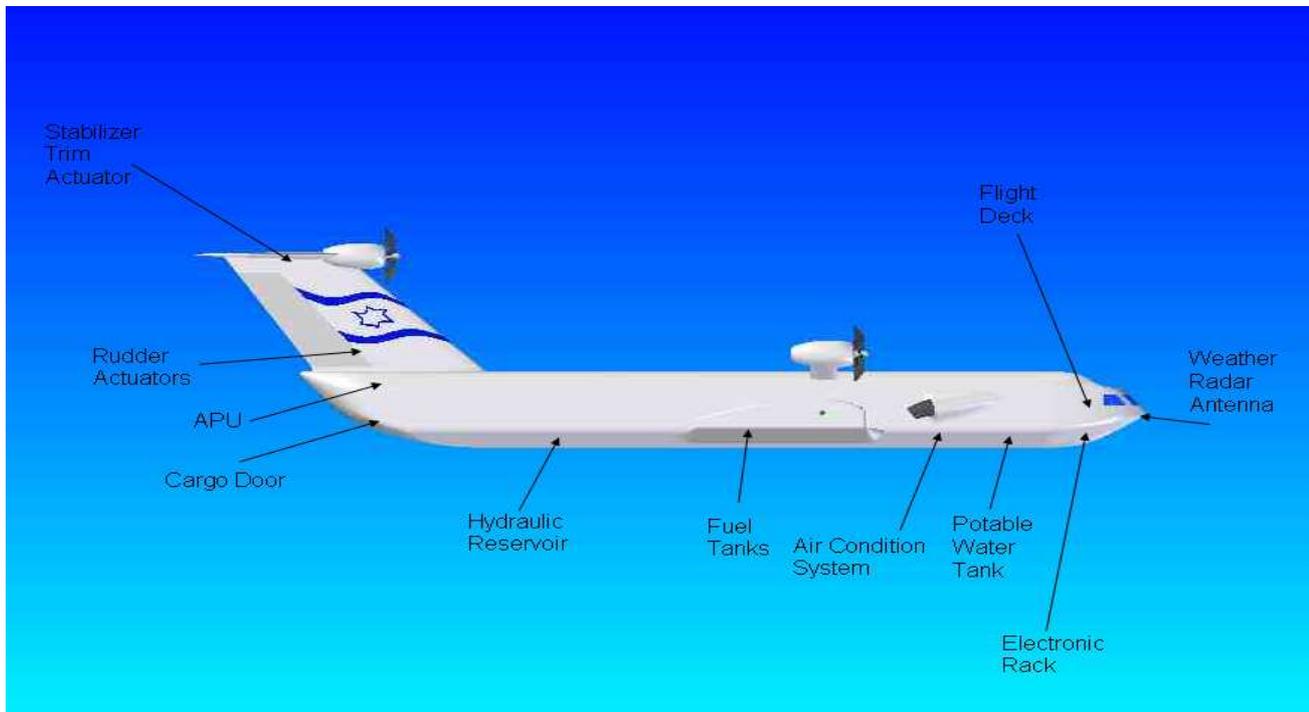
$$M.S. = \sigma_{cr}/\sigma_{limit} - 1 = 0.14 \quad \text{: (margin of safety)}$$

סיכום

- תדר עצמי ראשון נמוך למדי. יש לשקול הגדלת קשיחות המבנה
- ניתן להקטין משקל ב-20-30% ע"י הוספת פתחי הקלה
- הערכת משקל המבנה לאחר הקלה נוספת: 18-23 טונות (לכל הכנף)

## 12 סידור מערכות מטוס

במסגרת תכן המטוס ביצענו סידור ראשוני של המערכות במטוס.  
נסתכל תחילה על מבט צד אשר בו רואים את כל המערכות במטוס.

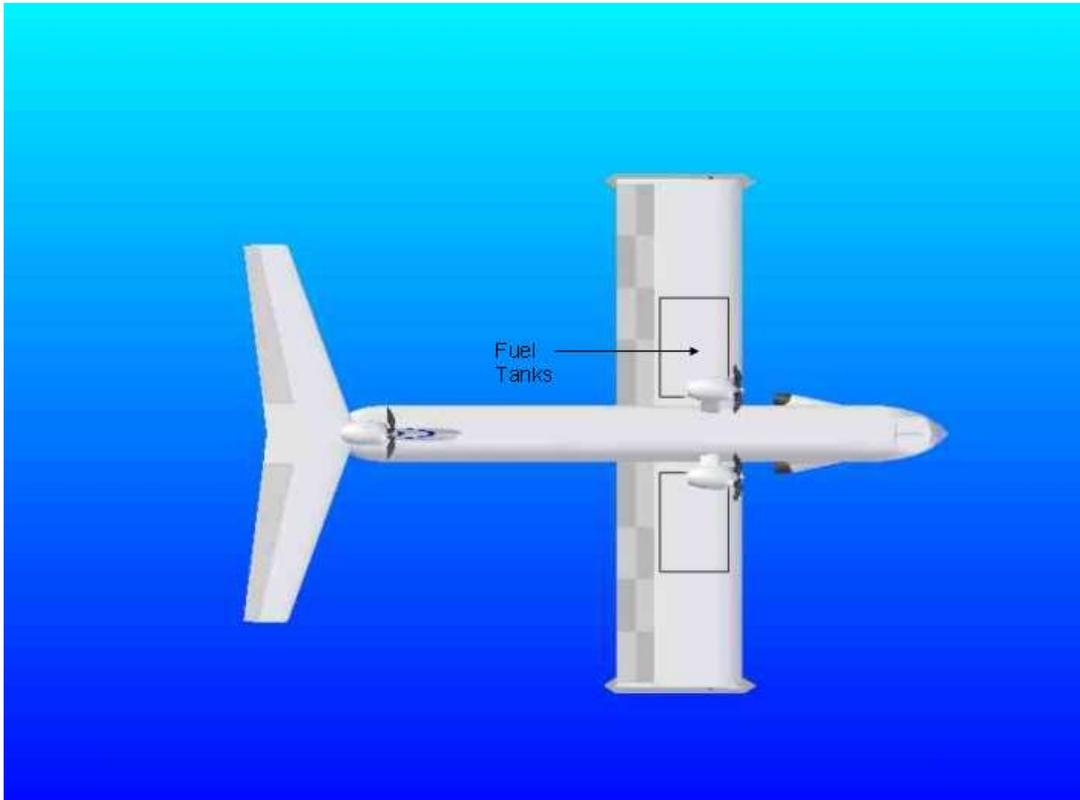


להלן מבט על של המטוס

הוספנו מבט זה על-מנת לראות את מיכלי הדלק בכנף.

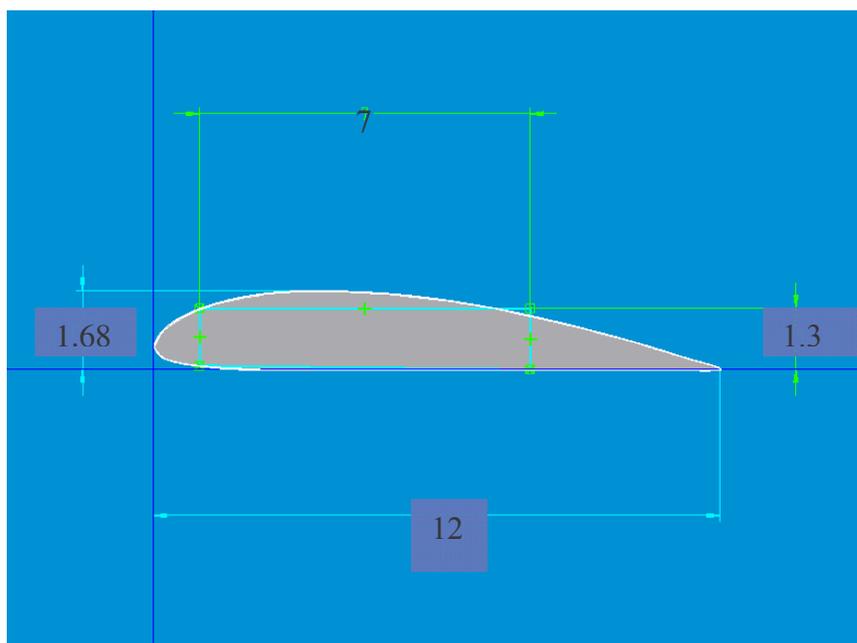
כפי שרואים בפרק שמסביר על איך קבענו את גודלו של מיכל הדלק, אורכו של מיכל הדלק הוא 11 מטר מכל צד של הכנף.

על-ידי מיכל דלק זה נוכל להשיג את כל היעדים שהצבנו לנו מבחינת טווח מקסימלי.



### תכנון מיכל הדלק וחישוב הטווח

כאן אנו רואים את הכנף:



חישובנו את נפח מיכל הדלק שנמצא בכנף במטוס כאשר הגובה המכסימלי 1.68 מ' ומיתר הכנף 12 מ'.  
הורדנו מטר משפת ההתקפה של הפרופיל ועוד 4 מטר משפת הזרימה של הפרופיל מכיוון שיש שם מדפים.  
כך נשארנו עם קירוב של 7 מטר אשר בעזרתם אנו יכולים להעריך אם יש לנו מקום לאחסן את הדלק.  
על-מנת לקרב את השטח של תא הדלק לקחנו מלבן בעל המימדים  $1.3 \times 7$  מטר מרובע.  
על-מנת לחשב את גודל תא הדלק השתמשנו בהנחות הבאות:

$$\rho = 720 \left[ \frac{kg}{m^3} \right]: \text{צפיפות:}$$

ישנם שני מצבים של טיסה.

במצב אחד יש לנו מספר מקבילי של מיכולות שמשקלן מגיע ל 120 טון.

כלומר, יש לנו במצב זה מקום ל 60 טון של דלק.

במצב הטיסה השני יש לנו 70 טון של מכולות ו 110 טון של דלק.

עבור כל אחד מן המצבים, חישובנו את הנפח הדרוש להכיל את הדלק.

$$V_1 = \frac{m_1}{\rho} = \frac{60000}{720} = 83.33 [m^3] \rightarrow 85 [m^3]$$

$$V_2 = \frac{m_2}{\rho} = \frac{110000}{720} = 152.7 [m^3] \rightarrow 155 [m^3]$$

כלומר, במצב טיסה ראשון אנו זקוקים לנפח  $85 [m^3]$  על-מנת לאחסן את הדלק.

ואילו במקרה השני אנו צריכים נפח של  $155 [m^3]$  על-מנת לאחסן את הדלק.

נמצא את הנפח הקיים בכנף:

$$V_{AVAILABLE} = 21.25 \times (12 - 1 - 4) \times 1.3 = 386.75 [m^3]$$

בשתי המקרים השטח המקורב של המלבן הוא:

$$A_1 = A_2 = (7 \times 1.3) * 2 = 18.2 [m^2]$$

כעת הערכנו עד היכן צריך להיות תא הדלק על-מנת שיוכל להכיל את כל הדלק בשתי המקרים.

$$y_1 = \frac{V_1}{A_1} = \frac{85}{18.2} = 4.67 \rightarrow 6 [m]$$

$$y_2 = \frac{V_2}{A_2} = \frac{155}{18.2} = 8.51 \rightarrow 10 [m]$$

התקבל שבמקרה הראשון, אנו צריכים 4.67 מטר ואילו במקרה השני אנו צריכים 8.51 מטר.

לקחנו מקדם ביטחון כך שבמקרה הראשון יש לנו 6 מטר לאורך הכנף לצורך דלק.

ואילו במקרה השני יש לנו 10 מטר לצורך דלק.

אנו מתכננים את המטוס למקרה החמור ולכן נתכנן תא דלק בעל הגודל המחמיר שהוא 10 מטר.

הדלק לא יאוחסן בתא דלק מיוחד, אלא הוא יוזרם לתוך הכנף בין החוצצים האורכנים, ושאר המבנה הפנימי של הכנף.

המבנה הפנימי של הכנף יהיה מצופה בחומר אטימה.

כעת חישבנו את הטווח בכל אחד מן המקרים.

כזכור הנתונים למטוס שלנו שלקחנו:

(L/Drag)max	V [km/hr] ([knots])	T or D [ton]	N [RPM]
19.93	403 (217)	15.6	647

השתמשנו בנוסחה הבאה לחישוב הטווח:

$$\text{Range} = \frac{\eta_{pr} \cdot C_L}{g \cdot \text{SFC} \cdot C_D} \cdot \ln \left( \frac{W_i}{W_i - W_{f-c}} \right)$$

עבור המקרה הראשון מתקבל טווח של 5880 km.

Wi [ton]	Wf_c [ton]	$\eta_{pr}$	$\left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{max}$	SFC [kg/hr/SHP]	Max Range [km] ( [nm] )
299	58	0.85	19.24	0.17	5880 (3176)

כאשר Wi הוא משקל המטוס בתחילת השיוט ואילו Wf\_c הוא משקל הדלק בשיוט.

עבור המקרה השני מתקבל טווח של 12225 km.

מכאן רואים כי בעזרת שימוש במקרה השני ניתן להגיע ללונדון ואף רחוק יותר.

גודל תא הדלק שנקבע עבור המקרה המחמיר ( מכיוון שאין לנו בעיית מקום בכנף) הוא:  $10 \cdot (7 \cdot 1.3)$

לסיכום, במטוס שלנו אין בעיה לאחסן דלק בכנף אשר מספיק לנו להגיע למרחקים גדולים מאוד.

### 13 השוואה למטוסי תובלה קיימים

	<i>Full payload configuration</i>	<i>Max fuel configuration</i>				
	<i>Our</i>	<i>Our</i>	Boeing C17	Antonov	Antonov	Boeing
	<i>SAMSON</i>	<i>SAMSON</i>	Globmaster	An-124 A	An-124 B	747-400 GB
Max payload [kg]	120000	70000	72576	150000	120000	67175
Range with max payload [km]	5880	12225	4444	4500	4800	11455
Fuel [kg]	60000	110000	82125	214000	214000	162580

כאן אנו רואים את שתי הקונפיגורציות של מטוס ה'שמשון'.

בקונפיגורציה א' אנו משתמשים במקסימום מכולות ואילו בקונפיגורציה ב' אנו משתמשים במקסימום דלק.

בטבלה השווינו את הקונפיגורציות של המטוס שלנו למטוסי תובלה קיימים.

אנו רואים שאם לוקחים את קונפיגורציה א' אשר בה יש למטוס שלנו 120 טון דלק ומשווים קונפיגורציה זו ל- An-ANTONOV 124 B, אנו רואים שהטווח של המטוס שלנו הוא יותר גדול ב- 18 אחוז ואנחנו משיגים שיפור זה עבור חמישית מהדלק הדרוש ל'אנטונוב'.

את קונפיגורציה ב' אנו משווים למטוס ה- Boeing747-400 GB ורואים שעבור משקל מועיל פחות או יותר זהה (70 טון אצלנו לעומת 67 טון) ועבור טווח דומה (12225 km לעומת 11455 km) במטוס שלנו יש שימוש בפחות דלק (31 אחוז פחות דלק).

כלומר, המטוס שלנו יעיל יותר ממטוסי תובלה קיימים, הוא מסוגל להוביל יותר מטען למרחק יותר גדול עם שימוש בפחות דלק. זהו המדד העיקרי של יעילות המטוס, לכן למטוס שלנו יש יתרון על מטוסי תובלה קיימים.

## 14 הערכת מחירים

ביצענו את הערכת מחיר בשתי שיטות המוצגות בספרות:

(1 מתוך: Airplane design part 8 by Dr. Jan Roskam pp:21-62

(2 מתוך: Aircraft Design: a conceptual approach By Daniel P. Raymer pp:508-9

### 12.1 התוצאות עבור שתי השיטות מוצגות בטבלה

Cost estimation		50 planes (+5 prototype)	100 planes (+5 prototype)
Roskam	RDT&E	1563 M\$	
	manufacture	11513 M\$	16968 M\$
	Cost per plane	285 M\$	203 M\$
Raimer	Cost per plane	217.5 M\$	175.5 M\$

### טבלה 12.1

לצורך השוואה מחיר של Boeing 747 נכון ל-2002 נע בין 187.5 M\$ ל 214.5 M\$

הנחות לצורך החישוב:

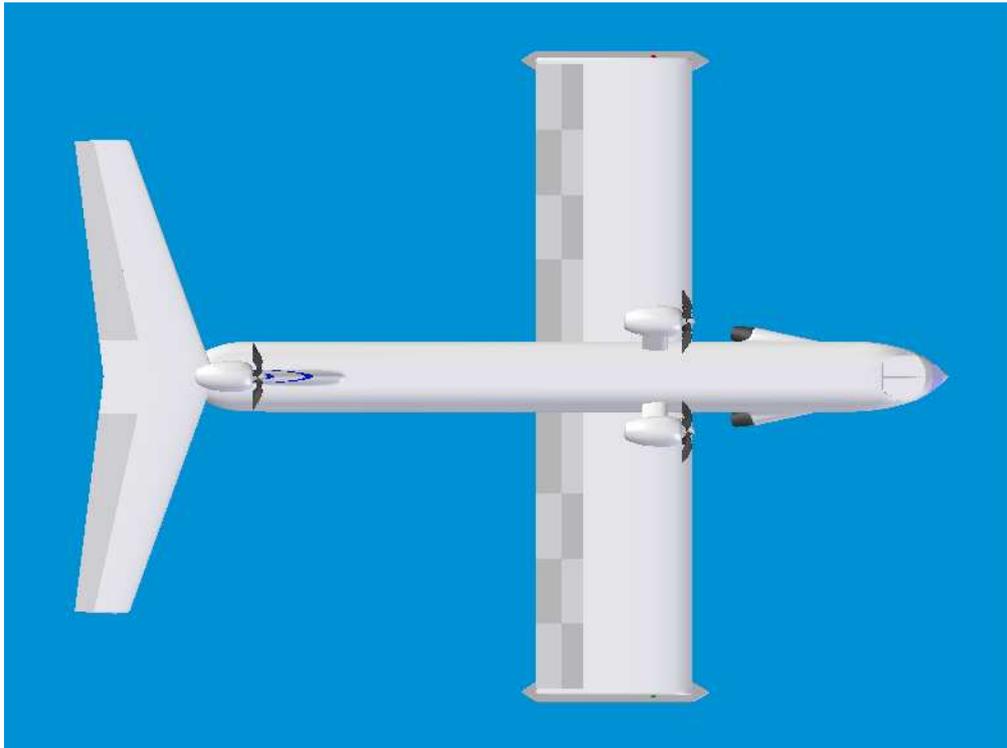
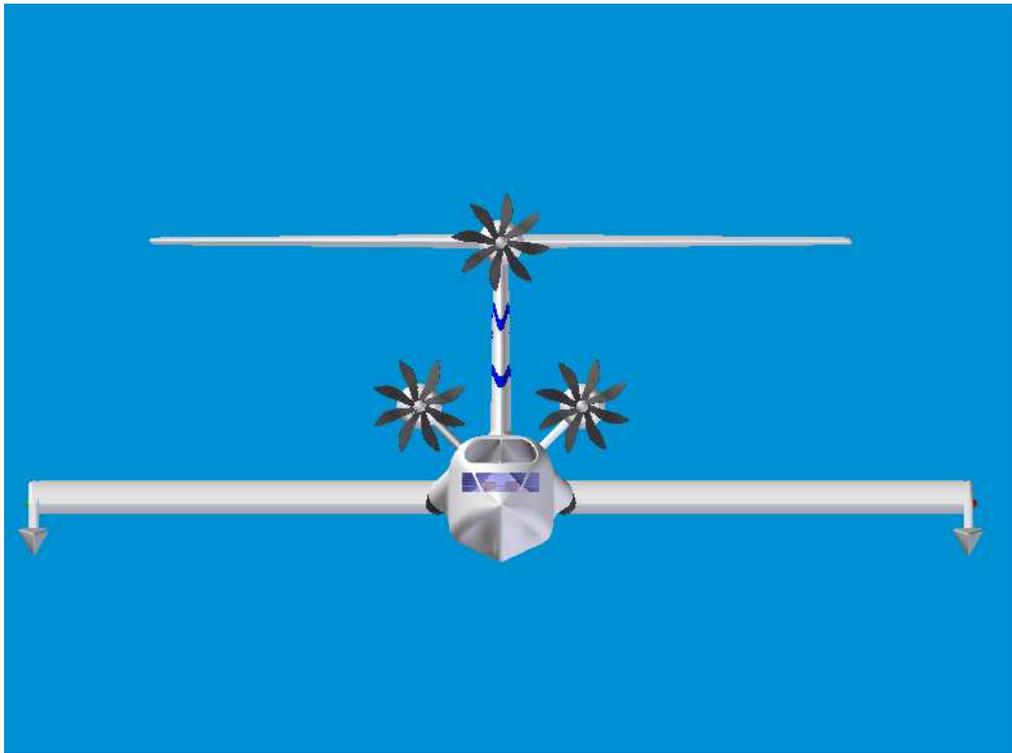
- מספר אבי טיפוס הינו 5
- מספר מטוסים בסדרה (בנוסף לאבי הטיפוס) 50 או 100
- פרמטרים לא ידועים הדרושים להערכת המחיר הוערכו לפי שיטות המוצעות כחלק מערכת מחיר. השיטה הראשונה מבדילה בין שני מרכיבים עיקריים למחיר: עלות תכנון ופיתוח (RDT&E) שאינו תלוי במספר המטוסים בסדרה אלא רק במספר אבי הטיפוס עליה במספר אבי טיפוס מגדילה את עלות. ועלות יצור כאשר ככל שמיצרים יותר מטוסים העלות למטוס יורדת. השיטה השנייה אינה מפרידה בין חלקים עקרוניים אלה אבל גם בה יש את אותן ההשפעות על המחיר.

## 15 התצורה הסופית של המטוס

המטוס בתצורתו הסופית כפי שהוא מאופיין בפרק 6 נראה כך:



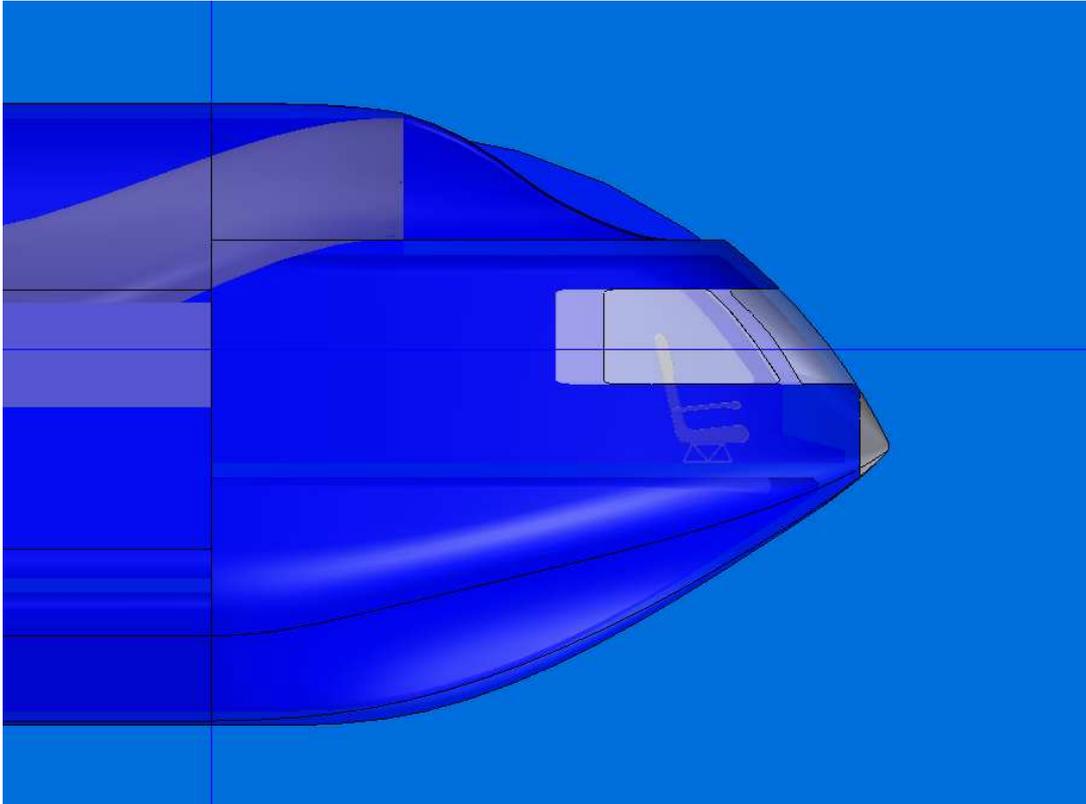
השרטוטים של המטוס מופיעים בנספח



## 16 המלצות לעתיד

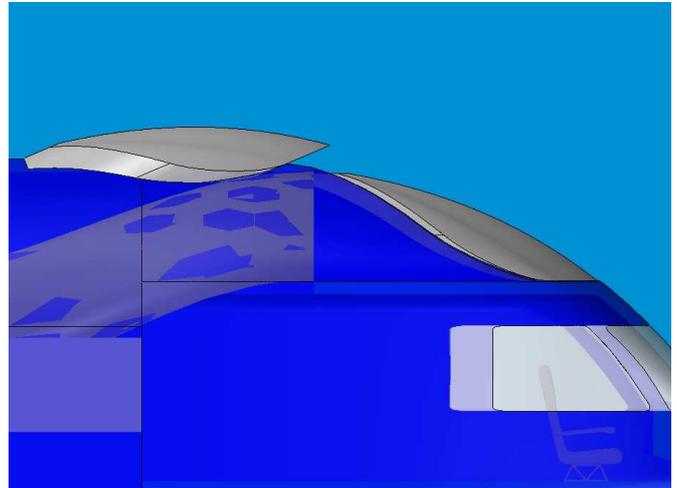
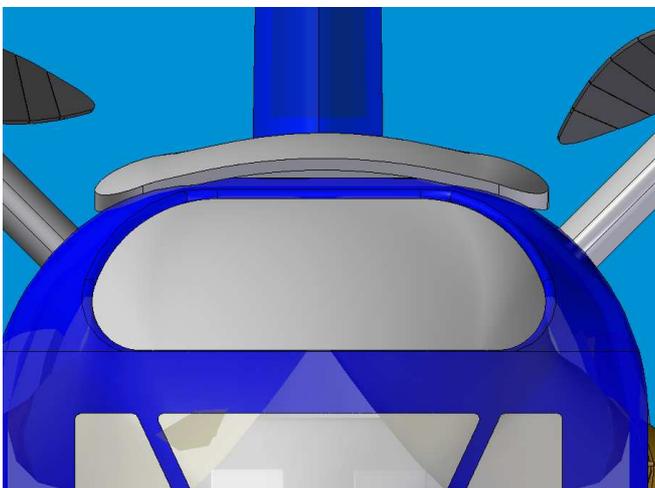
למרות העבודה שנעשה במהלך השנה האחרונה ישנן עדיין מספר נקודות הדורשות עבודה נוספת:

1. איטרציות נוספות של תכנון מבנה גוף וכנף
2. אנליזת יציבות ובקרה
3. לאחר הכנסת מנועי הסילון המשמשים להמראה לתוך גוף המטוס התקבל כי מעל לתא הטייס ישנם פתחי כניסה לכונסים שלא בשימוש במהלך רוב הטיסה.

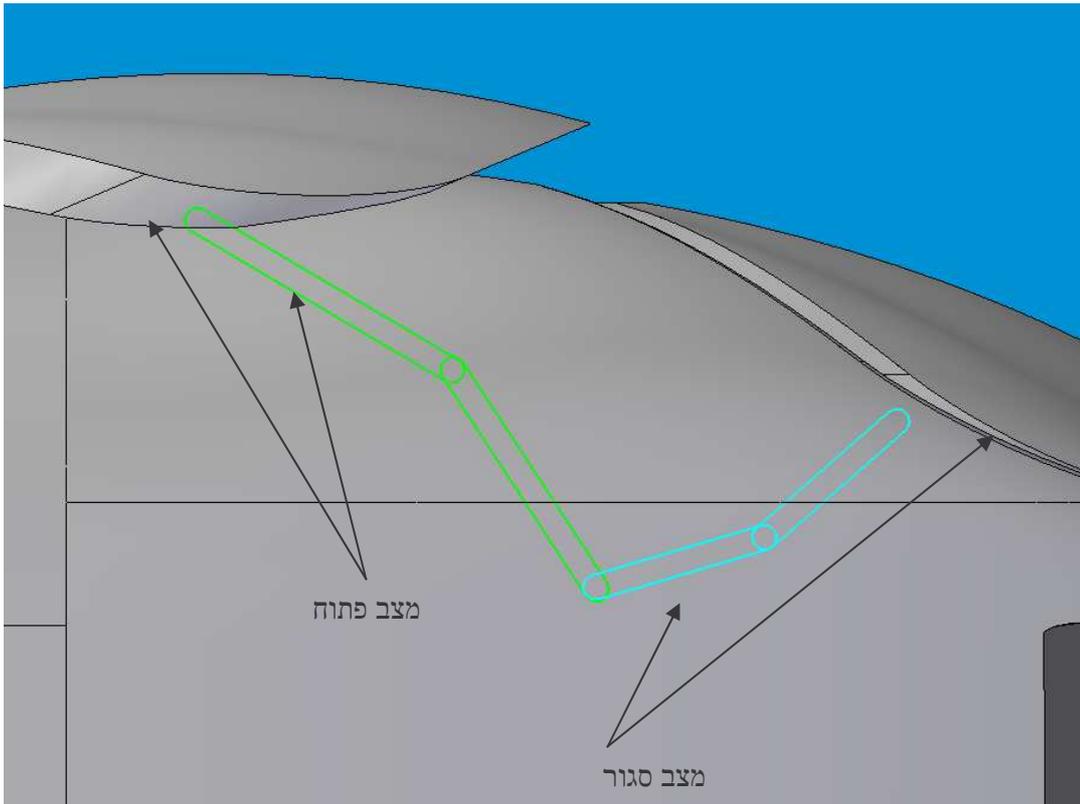


כדי להקטין גרר יש צורך בסגירת הפתחים הנ"ל, ע"י דלת כך שבמצב סגור גוף המטוס יהי "שלם".

להלן מתוארת הדלת במצב סגור ופתוח:



לצורך מימוש הדלת יש לפתח מנגנון המתואר באופן עקרוני ומפושט ביותר בציור הבא:



המנגנון יהי אחרי על פתיחת וסגירת הדלת תוך הבאתה ממצב סגור לפתוך וחזרה. יש לשים לב כי על המנגנון להיות יציב וחזק מספיק כדי שהדלת לא תיתלש.

## 17 סיכום

פרויקט זה היה ייחודי בנושאו: הוא עוסק בתחום טיסה באפקט קרקע, נושא בו התיאוריה אינה מפותחת מספיק. לכן נאלצנו לבצע סקר ספרות רחב במיוחד הכולל מקורות מכל העולם (רוסיה, יפן ועוד). הפרויקט איחד בתוכו את כל הידע רכשנו במשך ארבע שנים בטכניון ובמהלכו התנסינו בעבודה בצוות רחב לראשונה, ולכן הוא תרם לנו רבות גם מבחינה מקצועית וגם ליכולת עבודה בצוות.

במהלך הניסוי למדנו שהחיים האמיתיים הם לא תיאוריה

**“welcome to the real world”**

## 18 מקורות

1. Roskam, J., *Airplane design*.
2. Corning, G., *Supersonic and Subsonic, CTOL and VTOL, Airplane Design*. University of Maryland, 1989
3. Raymer, D., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA, 1989
4. Ando, Shigenori, "Some topics on WIG (ekranoplan) design". Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Transactions (0549-3811), vol. 39, no. 124, Aug. 1996, p. 184-198.
5. Megson, T.H.G., *Aircraft Structures for Engineering Students*, Halsted Press, N.Y., 1990.
6. Bruhn E.F., *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*, Tri-State Offset Company, 1973.
7. Hoerner, *Fluid-dynamic: Drag*.
8. Kostyukov, A. A., *Soprotivlenie Vodi Dvizheniju Sudov*, 1966 (*Water Resistance to Ship Movement*)

9. אתרי אינטרנט רבים.

## נספחים 19

### נספח לפרק 8.4 פונקציה לחישוב מקדמים אירודינמיים.

```
% Estimation of aerodynamic drag
% using component build-up method.
% Input: vector of velocities (or a single value) [m/s]
%         aircraft weight (scalar) [N]
% Output: vectors of CL, CD, and CD components for every speed.

function [CL,CD,CDp,CDi,CDcomp] = cl_cd_01_12b(Vvec,W,Sw,ARw)

load consts.mat

CLmax = 2.5;

% fuselage
Lfus = 60; % fuselage length [m]
Hfus = 6.5; % fuselage height [m]
Bfus = 5.5; % fuselage width [m]
Sfus = 30.8; % max fuselage section area [m^2]
ffus = Lfus/(Sfus*4/pi)^0.5; % fuselage slenderness

% flying surfaces: wing, horizontal tail, vertical tail
S_fs = [Sw-12*Bfus,230,100]; % exposed areas [m^2]
AR = [ARw, 5.6, 2]; % aspect ratios
b = (AR.*S_fs).^0.5; % spans [m]
c = S_fs./b; % mean chords [m]
Lambda = [0, 17, 42]; % sweep [deg]
L_fs = c./cos(Lambda/180*pi); % "length" [m]
tc = [0.14, 0.09, 0.09]; % thickness ratios
xc = [0.3, 0.3, 0.3]; % location of max thickness
Swet_fs = S_fs.*(1.977+0.52*tc); % wetted areas [m^2]

% engines: jet, prop
Ne = [0,3]; % number of engines
Le = [4.0, 4.0]; % nacelle lengths [m]
De = [3.0, 2.0]; % nacelle diameters [m]
fe = Le./De; % nacelle slenderness
Swet_e = Ne.*(pi*De.*Le + pi*De.^2/2); % wetted areas [m^2]

% floats
Hfl = 1.5; % float height [m]
Bfl = 1.7; % float width [m]
Sfl = 1.25; % float section area
ffl = c(1)/(Sfl*4/pi)^0.5; % float slenderness

% induced drag - for wing only
h_ep = 1; % endplate height
AReff = AR(1)*(1+1.9*h_ep/b(1)); % effective AR with endplates
K = 1/pi/AReff;
e = 2; % "wing efficiency factor" - for GE
```

```

% Components for drag estimation:
% Wings | Hor. tail | Vert. tail | Fuselage | Jet Nacelles | Prop Nacelles |

% lengths [m]
L = [L_fs Lfus Le c(1)];

% wetted areas [m^2]: flying surfaces, fuselage, nacelles, floats
S = [Swet_fs, 0.5*4*(Hfus+Bfus)*Lfus, Swet_e, (pi*(Hfl+Bfl)+4*h_ep)*c(1)];
%sum(S)

% correction for interference drag
Q = [1.1 1.2 1.2 1.05 1.5 1.4 1.5];

Vto = (2*W/rhoa/(CLmax/1.2)/Sw)^0.5;

for i = 1:length(Vvec)
    V = Vvec(i);
    CL(i) = 2*W/rhoa/Sw/V^2;
    Re = L*V/ni;
    M = V/(gama*R*T)^0.5;
    Cf = 0.455./log10(Re).^2.58/(1+0.144*M^2)^0.65;

    % correction for form drag
    FFfus = 1+60*(Lfus/480)^4*(1+0.007*V^4)/f34*(1+0.184*M^2);
    FFfus = FFfus*(Lambda/180*pi).^0.28);

    CDcomp(i,1:length(L)) = (Cf.*FF.*Q.*S)/Sw;
    CDp(i) = sum(CDcomp(i,1:length(L)));
    CDi(i) = K/e*CL(i)^2;
    CD(i) = CDp(i) + CDi(i);
end

```

## 8.5 נספח לפרק

א' נוסחאות :

נוסחאות עילוי:

$$Z = \frac{\rho V^2}{2} C_i S \quad (1)$$

$$C_i = \frac{k_\phi \frac{\partial C_i}{\partial \alpha} (\alpha + \alpha_0 - \Delta \alpha_0)}{1 + \frac{\partial C_i}{\partial \alpha} \cdot \frac{k_\phi}{\pi \lambda} (1 + \tau) \zeta \left( \frac{\bar{h}}{\lambda} \right)} \quad (2)$$

$$\frac{\partial C_i}{\partial \alpha} = 5.5, \quad \text{and} \quad \alpha_0 = 1.74 \bar{f} \quad (3)$$

$$k_\phi = 1 - (0.5 + \bar{c}) \exp \left[ -2(\bar{h})^{0.4} \right] \quad (4)$$

$$\Delta \alpha_0 = \frac{\bar{c}}{2} \left( \frac{1}{k_\phi} - 1 \right) \quad (5)$$

$$\tau = 0.09 \sqrt{\lambda} - 0.04 \quad (6)$$

$$\zeta \left( \frac{\bar{h}}{\lambda} \right) = 0.85 + \frac{0.16}{\sqrt{\bar{h}/\lambda}} \quad (7)$$

$$0.02 < \bar{h}/\lambda < 1.0 \quad (8)$$

נוסחאות גרר:

$$X = \frac{\rho V^2}{2} C_x S \quad (1)$$

$$C_x = C_{pr} + C_{in} + C_w \quad (2)$$

$$C_{pr} = 2\xi_{pl} \left\{ 1 + \left[ (m_p + 0.5) \frac{\varphi(\bar{h})}{k_\varphi} - 0.5 \right] C_z \right\} \quad (3)$$

$$C_{in} = \frac{C_z^2}{\pi \lambda} (1 + \delta) \zeta \left( \frac{\bar{h}}{\lambda} \right) \quad (4)$$

$$\delta = \frac{\pi(\lambda - 1)}{3} 10^{-2} \quad (5)$$

$$C_w = \frac{C_z^2}{2 Fr_b^2} \left( 1 - \frac{2\pi}{Fr_z^2} \right) \quad (6)$$

**TABLE 1-1  
FORMULAS FOR PLANING SURFACES**

$$\text{Normal force} = R = q_0 b^2 \left[ \frac{\pi}{4} f(A) C_{m'} \tau + \frac{\ell_c}{b} C_{DC} \tau^2 + \frac{\bar{\ell}}{b} \frac{k_B \tau}{F \ell^2} - \frac{\bar{\ell}}{b} \frac{k_s \tau}{F \ell^2} \right]$$

$$= \left( \begin{array}{c} \text{added} \\ \text{mass} \end{array} + \begin{array}{c} \text{cross} \\ \text{flow} \end{array} + \text{buoyancy} - \begin{array}{c} \text{dynamic} \\ \text{suction} \end{array} \right) \text{lift}$$

$$C_{m'} = \text{added mass coefficient} = \frac{m'}{\frac{\pi}{2} \rho \left(\frac{b}{2}\right)^2}$$

$f(A)$  = an aspect ratio correction =  $1/\sqrt{1 + (b/4\bar{\ell})^2}$  for a flat plate  
= 1.0 for non-flat bottoms

$q_0$  = dynamic pressure =  $1/2 \rho u_0^2$   
 $b$  = beam  
 $\tau$  = trim angle  
 $\ell$  = nominal keel wetted length  
 $\ell_c$  = nominal chine wetted length  
 $\bar{\ell}$  = mean wetted length

**FLAT PLATE**



Chines always wet:

$C_{DC} = 0.88$  (provisionally)

$$C_{m'} = \left( 1 + \frac{4}{3} \tau \frac{\ell}{b} \right)$$

$k_B = 1$

$k_s = 2.2$

**WEDGE HULL**



Chines always wet but  $C_{DC} = 0$  because of flow attachment to sides:

$$C_{m'} = \left( 1 + \frac{4}{3} \tau \frac{\ell}{b} \right)$$

**PRISMATIC**



Chines wet over portion of wetted length:

$C_{DC} = 0.88 \cos \beta$

$$C_{m'} = \left( 1 - \frac{\beta}{\pi} \right) \left( 1 + \frac{4}{3} \tau \frac{\ell_c}{b} \right)$$

$\ell_c$  = wetted chine length

**PRISMATIC**

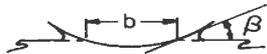


Chines dry:

$C_{DC} = 0$

$$C_{m'} = \left( 1 - \frac{\beta}{\pi} \right)$$

**CIRCULAR ARC**



Chines dry:

$$C_{DC} = 0 \quad C_{m'} = 1 - \frac{\beta}{5.61} \left( \beta < \frac{\pi}{4} \right)$$

## נספח לפרק 8.5

פונקציה מחשבת את הגרר ההידרודינמי

```
function[Cds,Cdw,Ds,Df,Dw,D,LWET]=WaterDrag1(h,Tau,V,CL)
W=300000*9.81;
Tau=Tau*pi/180;
beta=25*pi/180;
b=5.5;
L=45;
ro=1000;
Lk=9;
LWET=L-h/Tau;
if LWET>L
    LWET=L;
end
h=h+b/2*tan(beta);

if h>(b/2)*tan(beta) && (L-h/Tau)>0

    Sfront=(b/2)^2*tan(beta)+(L-h/Tau)*Tau*b;
    Swet=(L-h/Tau)^2*Tau+(L-h/Tau)*b/cos(beta)+(b/2)^2*tan(beta)/cos(beta)/Tau;

elseif h>(b/2)*tan(beta) && (L-h/Tau)<0

    Sfront=(L*Tau-h+(b/2)*tan(beta))^2/tan(beta);
    Swet=(L-h/Tau+b*tan(beta)/2/Tau)^2*Tau/sin(beta);

elseif h<0

    Sfront=(b/2)^2*tan(beta)+(L*Tau-h)*b;
    Swet=b/cos(beta)*L+(-2*h+L*Tau)*L;

elseif h<(b/2)*tan(beta) && h>0 && (L-h/Tau)<0

    Sfront=(L*Tau+b/2*tan(beta)-h)^2/tan(beta);
    Swet=(L*Tau+b*tan(beta)-2*h)*L/sin(beta);

elseif h<(b/2)*tan(beta) && h>0 && (L-h/Tau)>0

    Sfront=(b/2)^2*tan(beta)+(L*Tau-h)*b;
    Swet=(b*tan(beta)-h)/sin(beta)*h/Tau+(L-h/Tau)*b/cos(beta)+(L-h/Tau)^2*Tau;

end

if h>b/2*tan(beta)+L*Tau
    Sfront=0;
    Swet=0;
end

Cdf=0.0035;
Cds=0.09*Sfront/Swet*sqrt(sqrt(Sfront)/2/Lk);

Fr=V/sqrt(9.8*L);
```

```

if Fr<0.2
    Cdw=0;
elseif Fr<0.5
    Cdw=0.03*(Fr-0.2);
elseif Fr<0.85
    Cdw=0.009-0.006/0.35*(Fr-0.5);
else
    Cdw=0.003;
end

```

```

Df=ro/2*V^2*Swet*Cdf;
Ds=ro/2*V^2*Swet*Cds;
Dw=ro/2*V^2*Swet*Cdw;
D=Df+Ds+Dw;

```

הפונקציה מחשבת את העילוי ההידרודינמי:

```
function [Lift,Xcp,Lc]=Lift_Water2(V,Tau,h)
```

```

h=-h;
L=45;
b=5.5;
beta=25*pi/180;
ro=1000;
h0=b/2*tan(beta);
q0=1/2*ro*V^2;

```

```

if h>0
    h00=h;
    Tau=Tau*pi/180+atan(h00/L);
    Lc=L-h0/Tau;

    Cm_tag=1-beta/pi;
    h2=L*Tau;
    b2=2*h2/tan(beta);
    Lift=q0*b2^2*(pi/4*Cm_tag*Tau);

```

```

else
    h00=0;
    Tau=Tau*pi/180;
    Lc=L-(h0-h)/Tau;

    Cm_tag=1-beta/pi;
    h2=L*Tau+h;
    b2=2*h2/tan(beta);
    Lift=q0*b2^2*(pi/4*Cm_tag*Tau);

```

```
end
```

```

if Lc>0
    Cm_tag=(1-beta/pi)*(1+4/3*Tau*Lc/b);
    Lift=q0*b^2*(pi/4*Cm_tag*Tau + 0.88*cos(beta)*Lc/b*Tau^2);

```

```

end
Xcp=0;
if L*Tau+h<0
    Lift=0;
End
:הפונקציה מחשבת את כוח הציפה:
function B=Buoyancy(Tau,h)

L=45;
b=5.5;
beta=25*pi/180;
ro=1000;
h0=b/2*tan(beta);
Tau=Tau*pi/180;

if h>0

    Lc=L-(h+h0)/Tau;
    if Lc>0
        b2=b;
        l2=L-Lc-h/Tau;
        h2=h0;
        V1=b2*h2*l2/6;

        V2=Lc*b*h0/2;

        V3=b*Lc^2*Tau/2;
        V=V1+V2+V3;
    else
        l2=L-h/Tau;
        h2=L*Tau-h;
        b2=2*h2/tan(beta);
        V1=b2*h2*l2/6;
        V=V1;
    end
else
    Lc=L-(h+h0)/Tau;
    if Lc>0
        V2=Lc*b*h0/2;
        V3=Lc^2*b*Tau/2;
        h2=h0;
        h1=-h;
        b2=b;
        b1=2*h1/tan(beta);
        V4=(h2^2*b2-h1^2*b1)/6/Tau;
        V=V2+V3+V4;
    else
        h2=L*Tau-h;
        h1=-h;
        b1=2*h1/tan(beta);
        b2=2*h2/tan(beta);

```

```

V4=(h2^2*b2-h1^2*b1)/6/Tau;
V=V4;
end
end
if h<-h0
V4=L*b*h0/2;
V5=L*b*(L*Tau-h-h0);
V=V4+V5;
end

B=V*ro*9.81;
if B<0
B=0;
End
פונקציית עזר:
function [h,B]=find_h(v,Tau,CL)
W=3e5*9.81;
h=-2.5;
force=W*2;
while force>W
B=Buoyancy(Tau,h);
force=Lift_Water2(v,Tau,h)+B+0.5*1.225*CL*576*v^2;
h=h+0.0005;
if B==0
h=10;
break
end
End

```

```
function [CL,CD,CDp,CDi,CDcomp] = cl_cd(Vvec,AR,Sw)
```

```
load consts.mat
```

```

W = g*300000;           % MTOW [N]
CLmax = 2.5;
%AR = 4;
xc = 0.3;              % location of max airfoil thickness, % of chord
tc = 0.14;            % airfoil thickness, % of chord
Lambda = 0;           % sweep angle
Lfus = 60;            % fuselage length [m]
Hfus = 7.2;           % fuselage height [m]
Bfus = 5.5;           % fuselage width [m]
Sfus = 33.5;          % max fuselage section area [m^2]
Ne = 3;               % number of engines
Te = 30000*g;         % thrust per engine [N]
Le = 4;               % eng. nacelle length [m]
De = 3;               % eng. nacelle diameter [m]
ffus = Lfus/(Sfus*4/pi)^0.5; % fuselage slenderness
fe = Le/De;           % nacelle slenderness
Kwa = 2.5;            % wing+tail wetted area ratio
e = 2;                % wing efficiency factor

```

```

b = (AR*Sw)^0.5;           % wing span
c = Sw/b;                 % wing chord

Hfl = 1.35;               % float height [m]
Bfl = 2.3;               % float width [m]
Sfl = pi*Bfl^2/4 + Bfl*0.2; % float section area
ffl = c/(Sfl*4/pi)^0.5;   % float slenderness

h_ep = 1;                 % endplate height
AREff = AR*(1+1.9*h_ep/b); % effective AR with endplates
K = 1/pi/AREff;

% Components for drag estimation:
% Wing+Tail Fuselage Nacelles Floats

% lengths [m]
L = [c Lfus Le c];

% wetted areas [m^2]
S = [Kwa*Sw+4*h_ep*c, 0.5*pi*(Hfus+Bfus)*Lfus, 2.1*(Te/lb2kg/g)^0.5*Ne*ft2m^2,
pi*(Hfl+Bfl)*c];

% correction for interference drag
Q = [1.1 1 1.5 1.5];

for i = 1:length(Vvec)
    V = Vvec(i);
    CLfl = 2*W/rhoa/Sw/V^2;
    Vto = (2*W/rhoa/(CLmax/1.2)/Sw)^0.5;
    if (V > Vto)
        CL(i) = CLfl;
    else
        CL(i) = CLmax/1.2;
    end
    Re = L*V/ni;
    M = V/(gama*R*T)^0.5;
    Cf = 0.455./log10(Re).^2.58/(1+0.144*M^2)^0.65;

    % correction for form drag
    FF = [(1+0.6/xc*tc+100*tc^4)*(1.34*M^0.18*cos(Lambda)^0.28), 1+60/ffus^3+ffus/400,
1+0.35/fe, 1+60/ffl^3+ffl/400];

    CDcomp(i,1:length(L)) = (Cf.*FF.*Q.*S)/Sw;
    CDp(i) = sum(CDcomp(i,1:length(L)));
    CDi(i) = K/e*CL(i)^2;
    CD(i) = CDp(i) + CDi(i);
End
תוכנית ראשית לסימולציה המראה
clear all
close all
dt=1;%sec
takeoff=0;

```

```

Tau1=0.01;
Tau2=8.5;%deg
x(1)=0;
v(1)=0.1;
i=1;
m=300000;%[kg]
thrust=(12*3+23.5*2)*1e3*9.81;%
AR=4;
Sw=576;
beta=25;%deg - angle of bottom of body
b=5.5;
h0=b/2*tan(beta*pi/180);
time(1)=0;

Tau=Tau1;
while ~takeoff

    if v(i)<10
        Tau=0.01;
    elseif v(i)<20
        Tau=Tau1+(Tau2-Tau1)*(v(i)-10)/10;%deg
    else
        Tau=Tau2;
    end

    tau(i)=Tau;

    [CL,CD,CDp,CDi,CDcomp]=cl_cd(v(i),AR,Sw);
    [h(i),B(i)]=find_h(v(i),Tau,CL);
    [Cds(i),Cdw(i),Ds(i),Df(i),Dw(i),hd(i),LWET(i)]=WaterDrag1(h(i),Tau,v(i),CL);
    ad(i)=0.5*CD*1.225*v(i)^2*Sw;
    al(i)=0.5*1.225*CL*576*v(i)^2;
    [ld(i),Xcp,Lc(i)]=Lift_water2(v(i),Tau,h(i));
    ld(i)=ld(i)*Tau*pi/180;
    pl(i)=ld(i)*180/Tau/pi;

    b=5.5;
    if Lc(i)>0
        Swet(i)=2 * b/4/cos(beta*pi/180)*(LWET(i)+Lc(i));
        Swet2(i)=Swet(i)+Lc(i)^2*tan(tau(i)*pi/180);
    else
        h1=h0+Lc(i)*tau(i)*pi/180;
        Swet(i)=2 * h1*LWET(i)/2/sin(beta*pi/180);
        Swet2(i)=Swet(i);
    end

    if h(i)==10
        takeoff=1;
        disp('hrya')
        break
    end

```

```

T_D(i+1)=thrust-hd(i)-ld(i)-ad(i);%sum of forces forward
v(i+1)=T_D(i+1)/m*dt+v(i);
x(i+1)=v(i+1)*dt+x(i);
time(i+1)=time(i)+dt;

i=i+1;
if time(i)>250
    break
end
end
end

```

```

figure(1)
subplot(2,2,1);
plot(time,x,'r');
grid
ylabel('x');
xlabel('t');
subplot(2,2,2);
plot(time,v,'r');
grid
ylabel('v');
xlabel('t');
subplot(2,2,3);
plot(time,h,'r');
grid
ylabel('h');
xlabel('t');
subplot(2,2,4)
plot(v,tau,'r')
grid
ylabel('tau')
xlabel('v')

```

```

figure(2)
subplot(2,2,1);
plot(v,al,'r');
grid
ylabel('al');
xlabel('v');
subplot(2,2,2);
plot(v,pl,'r');
grid
ylabel('pl');
xlabel('v');
subplot(2,2,3);
plot(v,B,'r');
grid
ylabel('B');
xlabel('v');
subplot(2,2,4)

```

```
plot(v,pl+B+al,'r')
grid
ylabel('tl')
xlabel('v')
```

```
figure(3)
subplot(1,2,1);
plot(v,Cds)
title('Cds vs. V');
grid
subplot(1,2,2);
plot(v,Cdw)
title('Cdw vs. V');
grid
```

```
figure(4)
subplot(2,3,1)
plot(v,ad,'k')
title('ad vs. V');
grid
subplot(2,3,2)
plot(v,Df,'k')
title('Df vs. V');
grid
subplot(2,3,3)
plot(v,Ds,'k')
title('Ds vs. V');
grid
subplot(2,3,4)
plot(v,Dw,'k')
title('Dw vs. V');
grid
subplot(2,3,5)
plot(v,ld+Df+Ds+Dw,'k')
title('hd vs. V');
grid
subplot(2,3,6)
plot(v,ld+Df+Ds+Dw+ad,'k')
title('td vs. V');
grid
```

```
figure(100)
subplot(2,3,1);
plot(time,x);
grid on
title('T/O distance vs. time');
ylabel('x [m]');
xlabel('t [sec]');
grid on
subplot(2,3,2)
plot(v,Df)
title('Friction drag vs. V');
```

```

ylabel('Df [N]');
xlabel('V [m/sec]');
grid on
subplot(2,3,3)
plot(v,Ds)
title('Shape drag vs. V');
ylabel('Ds [N]');
xlabel('V [m/sec]');
grid on
subplot(2,3,4)
plot(v,Dw)
title('Wave drag vs. V');
ylabel('Dw [N]');
xlabel('V [m/sec]');
grid on
subplot(2,3,5)
plot(v,ld+Df+Ds+Dw)
title('Hydro and total drag vs. V');
ylabel('D [N]');
xlabel('V [m/sec]');
grid on
hold on
subplot(2,3,5)
plot(v,ld+Df+Ds+Dw+ad,'k')
grid on
subplot(2,3,6)
plot(v,pl);
grid on
title('Planing force vs. V');
ylabel('PL [N]');
xlabel('V [m/sec]');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%bottom
forces%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(5)
plot(v,pl+B./cos(tau*pi/180)/cos(beta*pi/180)+(Ds+Dw+Df).*tau*pi/180)
title('Normal Hydro Force')
ylabel('Normal to Bottom Hydro Force [N]')
xlabel('V [m/sec]');
grid
figure(6)
plot(v,Ds+Dw+Df);%should be *cos(tau..) but it's 1
title('Parallel Hydro Force')
ylabel('Parallel to Bottom Hydro Force [N]')
xlabel('V [m/sec]');
grid
figure(7)
subplot(2,1,1),plot(v,Swet);
title('Wet Areas')
ylabel('Triangular Bottom Swet [m^2]')
xlabel('V [m/sec]');
grid
subplot(2,1,2),plot(v,Swet2);

```

```

ylabel('Total Bottom Swet [m^2]')
xlabel('V [m/sec]');
grid
% hold on
% plot(v,Lc)
% plot(v,LWET)
figure(8)
subplot(1,2,1);
plot(v,(pl+B./cos(tau*pi/180)/cos(beta*pi/180)+(Ds+Dw+Df).*tau*pi/180)./Swet/101325);%sho
uld be *cos(tau..) but it's 1
title('Normal hydrodynamic pressure on bottom surface during take-off')
ylabel('Normal Pressure [atm]');
xlabel('V [m/sec]');
grid
subplot(1,2,2)
plot(v,(Ds+Dw+Df)./Swet2/1000);%should be *cos(tau..) but it's 1
title('Hydrodynamic shear stress on bottom surface during take-off')
ylabel('Shear Stress [KPa]')
xlabel('V [m/sec]');
grid
% figure(2)
% plot(v,ld)
% figure(4)
% for i=1:length(Ds)
%   dum(i)=Ds(i)+ld(i)+ad(i)+Dw(i)+Df(i);
%   dum2(i)=Ds(i)+ld(i)+Dw(i)+Df(i);
% end
% plot(v,dum)
% hold on
% plot(v,ad)
% plot(v,dum2);

```

## נספח לפרק 9

### נספח א'

נוסחאות לחישוב תיאורטי של מקדמי עילוי וגרר באפקט קרקע:  
מקדם העילוי:

$$\begin{aligned}
 & \text{של פרופיל} \rightarrow c_{l\alpha} \\
 & \text{של כנף} \rightarrow C_{L\alpha} = \frac{c_{l\alpha}}{\frac{c_{l\alpha}}{\pi AR} + \sqrt{1 + \left(\frac{c_{l\alpha}}{\pi AR}\right)^2}} \\
 & IGEOGE = \frac{1}{1 + \left(\frac{b\pi}{16h}\right)^2} \\
 & \text{של כנף ב-GE} \rightarrow c_{L\alpha GE} = c_{l\alpha} \left[ 1 - IGEOGE \left( 1 - \frac{c_{L\alpha}}{c_{l\alpha}} \right) \right]
 \end{aligned}$$

חישוב הגרר מתבצע לפי הנוסחאות:

מקדם הגרר מורכב מגרר טפיל וגרר מושרה (התלוי במקדם העילוי).

$$\begin{aligned}
 C_D &= C_{D0} + kC_L^2 \\
 k_{th} &= \frac{1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64}{AR} \\
 C_{Dth} &= C_{D0} + k_{th}C_{Lth}
 \end{aligned}$$

רואים ש-k עולה עם הגדלת AR.

$$k_{GE} = k_{th} \frac{33\left(\frac{h}{b}\right)^{1.5}}{1 + 33\left(\frac{h}{b}\right)^{1.5}}$$

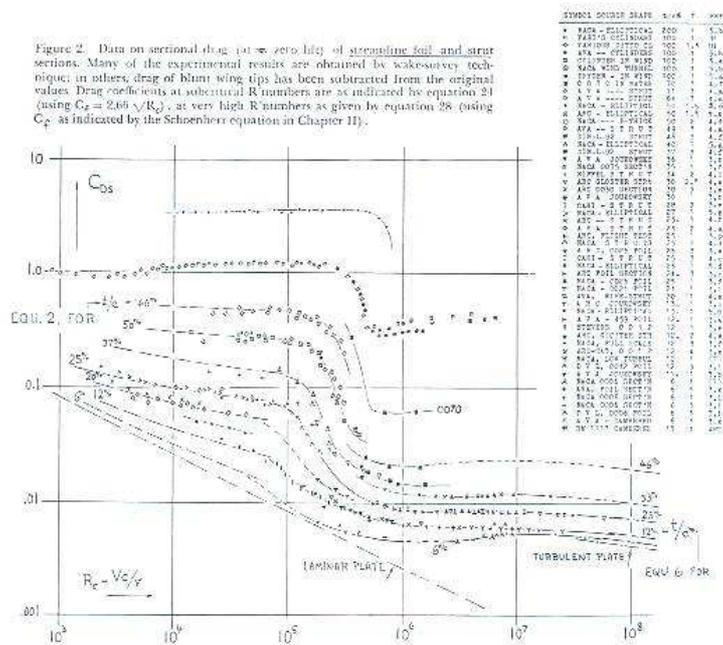
תיקון של k בשביל אפקט קרקע:  
(מתוך ספר של Raymer)

מקדם הגרר הטפיל  $c_{D0}$  נמצא מתוך הניסוי ( $c_{D0} = 0.01$ ).

# נספח ב'

## מס' ריינולדס בניסוי.

נאלצנו לבצע את הניסוי במספרי ריינולדס נמוכים כיוון שהיה חשש להתפתחות רעידות במהירויות גבוהות עקב משקל גדול של הדגם. מס' ריינולדס בניסוי היה בערך 14300. הגרף הבא מתוך ספר Fluid-dynamic drag by Hoerner p.6-2 מתאר תוצאות ניסוייות של מקדם הגרר כנגד מס' ריינולדס בשביל פרופילים שונים.



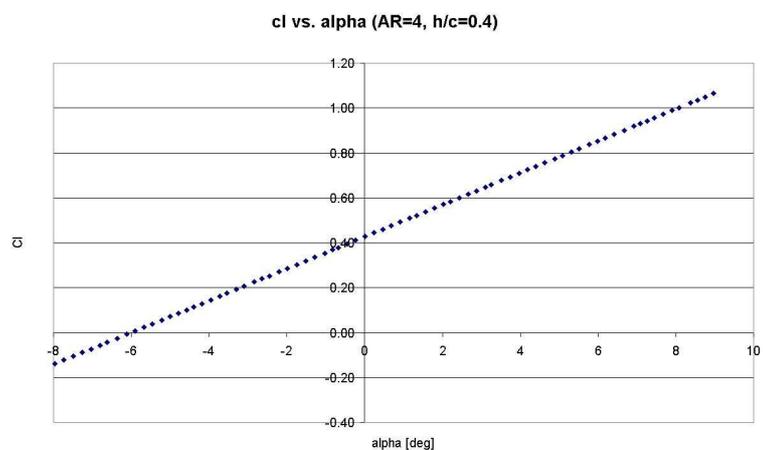
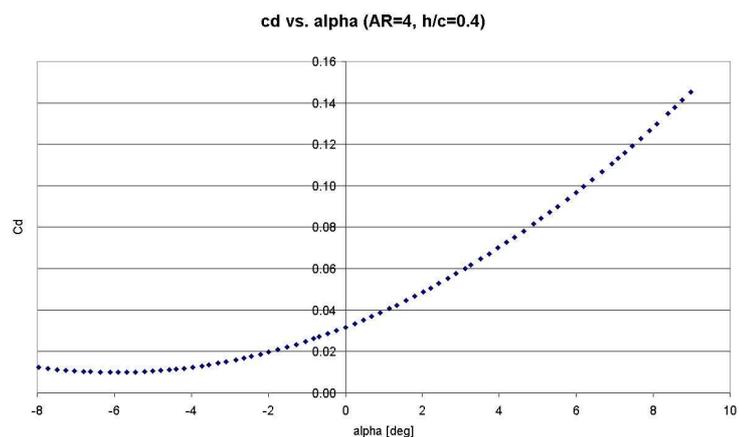
למעשה בשיטה זו אנו מבודדים את ההשפעות הלא רצויות של מס' ריינולדס נמוך ללא GE ואז מוסיפים אותם למקדם העילוי התיאורטי ללא GE ומקבלים מקדם העילוי התיאורטי באפקט קרקע בהזנחת השפעות לא רצויות. אותו תהליך נעשה גם עבור מקדם הגרר.

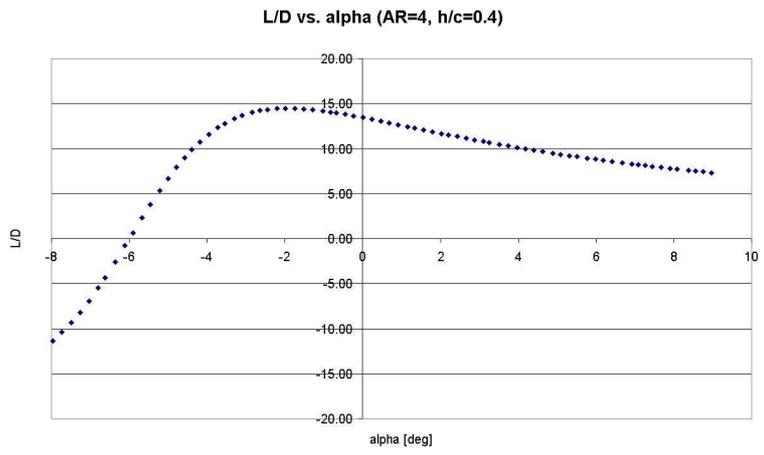
החיסרון הבולט של השיטה הוא הכנסת שגיאות מתמטיות רבות: למשל בגרפים של מקדם העילוי/גרר לאחר שימוש בשיטת ההפרשים כפונקציה של זווית התקפה  $h/c=0.3$  ומנות מימדים שונות יש אי עקביות בהשפעה של מנת מימדים על מקדם העילוי/גרר: בניסוי התקבל (וזה גם ידוע מתיאוריה) שמקדמי העילוי והגרר עולים עם עלייה ב-AR אך בשימוש בשיטת ההפרשים לא רואים את התופעה הזאת. (גרף של עילוי מופיע בעמ' ???)

למעשה כאשר התוצאות ניסוייות לאחר שימוש בשיטת הפרשים הן נכונות מבחינה כמותית אך כדי לראות השפעה איכותית של גורמים שונים (כגון GE או AR) על מקדמי עילוי וגרר נעדיף להתבונן בתוצאות ניסוייות ללא שיטת הפרשים כי שם ההתנהגות נשמרת (לאחר הפעלת שיטת הפרשים מתקבלות תוצאות מספריות טובות אך בגלל שגיאה מתמטית ישנם אי דיוקים הגורמים לאי עקביות בהשפעת GE ו/או AR על מקדמים אווירודינמיים).

## נספח ג':

מקדמי עילוי וגרר ויעילות אווירודינמית למטוס "Samson" הטס בגובה 5 מטר עם מיתר 12 מטר ומנת מימדים 4.





15. רואים שהכנף של המטוס הנתון יכולה להגיע ליעילות אווירודינמית

## נספח לפרק 11.1

פונקציה לחישוב מומנט:

```
function [m]=moments(d,xcg,x)
%x - vector of x coordinates

m(1)=0;

for i=2:1:length(x)
    m(i)=m(i-1)+d(i)*(x(i)-xcg)*(x(i)-x(i-1));
end
פונקציות עזר:
```

```
function[d]=dist(x,x1,x2,w)
```

```
for i=1:length(x)
    if x(i)<=x2 & x(i)>x1
        d(i)=w/(x2-x1);
    else
        d(i)=0;
    end
end
```

```
function [S]=bottom_area(tau,h)
```

```
Tau=Tau*pi/180;
beta=25*pi/180;
b=5.5;
L=45;
ro=1000;
Lk=9;
LWET=L-h/Tau;
if LWET>L
    LWET=L;
end
h=h+b/2*tan(beta);
```

חישוב העומסים על תחתית המטוס:

```
clear all
close all
```

```
b=1.1; % b/a=1.1 case
a=1.0;
```

```
dx=0.01;
dy=0.01;
```

```
x=0:dx:0.5*a;
y=0:dy:0.5*b;
```

```
q=3*101325;%[Pa]
```

```
M1=-0.0581*q*a^2;
M2=0.0264*q*a^2;
```

```

M3=0;
M4=0;
%
% 3 4
% 2 1
% right - x axis
%up -y axis, point 2 is origin of axis

My(length(x),1)=M1;
My(1,1)=M2;
My(1,length(y))=M3;
My(length(x),length(y))=M4;

for i=1:length(x)
    My(i,1)=M2+(M1-M2)*x(i)/x(length(x));
    My(i,length(y))=0;
end

for i=1:length(x)
    for j=1:length(y)
        My(i,j)=My(i,1)+(My(i,length(y))-My(i,1))*y(j)/y(length(y));
    end
end

[x1,y1]=meshgrid(x,y);
mesh(x1,y1,My')
עומסים על הגוף
clear all
close all

%coordinates and weights of different parts of the airplane [m], [kg]
% 0 - beginning, f - ending
% x starts from front and backwards

n_factor=2%2.5*1.5;
%coc=cockpit
x_coc0=0;
x_cocf=7;
w_coc=3500%3500;%kg
%fuselage
x_fus0=7;
x_fusf=60;
w_fus=43145+16000+7555 ;
%jet engines
x_jet0=10;
x_jetf=15;
w_jet=4000;%both engines
%prop engines
x_eng10=24.5;%two front engines
x_eng1f=25.5;

```

```

x_eng20=55;
x_eng2f=56;
z_eng1=6;
z_eng2=13;
w_eng1=1800*2;%both engines
w_eng2=1800;
t_eng1=7000*2;%kg thrust of both prop engines
t_eng2=7000;%kg
%containers
x_con0=15;
x_conf=50;
w_con=120000;
%wings - only lift minus the weight of wings and fuel
x_win0=19;
x_winf=24;
w_fue=60000;%fuel weight;
w_win=(30000+w_fue);
%tail - only lift minus the weight of tail - horizontal+vertical
x_tai0=55;%where lift works
x_tai=59;
w_tai=10400;
%horizontal tail - for moments due to drag
x_taih=59;%quarter of chord of horizontal , approximately
z_taih=13; %height of tail , needed for moment calculations
d_taih=2.6832e4/9.812;%[kg] drag
%vertical
x_tai=52;%quarter of chord of vertical, approximately
z_tai=7;
d_tai=1.4918e+004/9.81;%kg

x1=[x_coc0 x_fus0 x_jet0 x_con0 x_win0 x_eng10 x_eng20 x_tai0]; % starting points of a load
dist. due to various components of the plane
x2=[x_cocf x_fusf x_jetf x_conf x_winf x_eng1f x_eng2f x_tai]; % ending points...

w=[w_coc w_fus w_jet w_con w_win w_eng1 w_eng2 w_tai]; % wights only
w=w*n_factor;
%2 calculating the center of gravity
xcg=0;
for i=1:length(w)
    xcg=xcg+w(i)*(x2(i)+x1(i))/2;
end
xcg=xcg/sum(w)

%% %% %% %%
Wtot=sum(w);%300000;
x_win=0.5*(x_win0+x_winf);
syms Lw Lt;
[a,b]=solve('a+b-Wtot','a*(xcg-x_win)+b*(xcg-x_taih)-d_taiw*z_taiw-
d_taih*z_taih+t_eng1*z_eng1+t_eng2*z_eng2','a,b')
L_win=eval(a);% [kg] %lift of wings
L_tai=eval(b);%[kg] lift of tail

```

```
dd=[w_coc w_fus w_jet w_con w_win-L_win/n_factor w_eng1 w_eng2 w_tai-
L_tai/n_factor]*n_factor; % weights of various comp. of the plain (with lift)
```

```
dx=0.01;
x=0:dx:60; % x axis array (starting from cockpit)
d(1:length(x))=0; % initializing the loads dist. array
```

```
% calculating the loads distribution array
for i=1:length(dd)
    d(1:length(x))=d(1:length(x))+dist(x,x1(i),x2(i),dd(i));
end
```

```
I=trapz(x,d);
W=sum(w);
```

```
[M]=moments(d,xcg,x);
```

```
%first two engines moment
index=round((x_eng10+x_eng1f)/2/dx)+1;
for i=index:length(x)
    M(i)=M(i)-z_eng1*t_eng1;
end
```

```
%first two engines moment
index=round((x_eng20+x_eng2f)/2/dx)+1;
for i=index:length(x)
    M(i)=M(i)-z_eng2*t_eng2;
end
```

```
%drag of horizontal tail
index=round(x_taih/dx)+1;
for i=index:length(x)
    M(i)=M(i)+z_taih*d_taih;
end
```

```
%drag of vertical tail
index=round(x_taiiv/dx)+1;
for i=index:length(x)
    M(i)=M(i)+z_taiiv*d_taiiv;
end
```

```
%converting M to N*m
M=M*9.81;
```

```
figure(1)
plot(x,d)
grid
```

```
figure(2)
plot(x,M)
grid
```

```
% structure of body
```

```

% stringers calculation
% assumptions: origin of axis is in the bottom, in the middle of the
% fuselage crosssection

% center of buckling is in z0=3.88 [m]
% skin doesn't take any bending stresses

%moment distribution:
hold on
my=(0.0575*x+1.05)*1e6*9.81;
plot(x,my);

sigma_y=500*1e6;% yeld point of Al 7075 heat treated
z0=3.937;%[m] center of buckling
Iyy=my*z0/sigma_y;
figure(3)
plot(x,Iyy);
ylabel('Iyy [m^4]');

n_u_str=25;%numver of upper stringers
n_d_str=22;% 25 stringers in sum. numver of down stringers not including stringers in 3 corners
it must be even

%lup=1.9*pi+1.7;%length of where we put upper stringers
%ldown=2.48*2;

%distribution of stringers on upper ceiling
for i=1:1:10
    str_up(i,2)=1.946*sin((i-1)*pi/2/ 9 )+ (4.067+0.496);%y coordinate of stringers
    str_up(i,1)=1.946*cos((i-1)*pi/2/ 9 )+1.5/2;%x coordinate of stringers
end
for i=11:1:15
    str_up(i,2)=1.946+(4.067+0.496);
    str_up(i,1)=1.5/2-1.5/6*(i-10);
end
for i=16:1:25
    str_up(i,2)=str_up(25-i+1,2);%y coordinate of stringers
    str_up(i,1)=-str_up(25-i+1,1);%x coordinate of stringers
end
figure(20)
plot(str_up(:,1),str_up(:,2),'');

%distribution of stringers on bottom

str_low(1,2)=1.3444+0.496;
str_low(1,1)=1.5/2+1.946;
% str_low(2,2)=1.3444+0.496-1*sin(65/2*pi/180);
% str_low(2,1)=1.5/2+1.946-(1-1*cos(65/2*pi/180));
str_low(2,2)=1.3444+0.496-0.996*sin(65/4*pi/180);
str_low(2,1)=1.5/2+1.946-(0.996-0.996*cos(65/4*pi/180));
str_low(3,2)=1.3444+0.496-0.996*sin(65/2*pi/180);
str_low(3,1)=1.5/2+1.946-(0.996-0.996*cos(65/2*pi/180));

```

```

str_low(4,2)=1.3444+0.496-0.996*sin(65*3/4*pi/180);
str_low(4,1)=1.5/2+1.946-(0.996-0.996*cos(65*3/4*pi/180));

for i=5:1:28/2
    str_low(i,2)=0.04648+2.1089*sin(25*pi/180)-(i-5)*2.1089*sin(25*pi/180)/9;%1.05+0.5-(i-1)*(1.05+0.5)/12;
    str_low(i,1)=0.2097+2.1089*cos(25*pi/180)-(i-5)*2.1089*cos(25*pi/180)/9; %1.9+1.7/2-(i-1)*(1.9+1.7/2)/12;
end
str_low(15,2)=0;
str_low(15,1)=0;

for i=16:1:25
    str_low(i,2)=str_low(29-i+1,2);
    str_low(i,1)=-str_low(29-i+1,1);
end

str_low(26,2)=str_low(4,2);
str_low(26,1)=-str_low(4,1);
str_low(27,2)=str_low(3,2);
str_low(27,1)=-str_low(3,1);
str_low(28,2)=str_low(2,2);
str_low(28,1)=-str_low(2,1);
str_low(29,2)=str_low(1,2);
str_low(29,1)=-str_low(1,1);

figure(20)
hold on
plot(str_low(:,1),str_low(:,2),'!');
grid on

% finding the areas of s_1,s_2==s_low, s_up
% equation of z0 location : a1*s_up +b1*s_low = c1
% equation of Iyy      : a2*s_up +b2*s_low = c2
a1=sum(str_up(:,2))-z0*25;

b1=sum(str_low(2:14,2))+sum(str_low(16:28,2))+2*str_low(1,2)+2*str_low(15,2)+2*str_low(29,2)-z0*32;
c1=0;

a2=sum((z0-str_up(:,2)).^2);
b2=sum((str_low(2:14,2)-z0).^2)+sum((str_low(16:28,2)-z0).^2)+(str_low(1,2)-z0)^2*2+(str_low(15,2)-z0)^2*2+(str_low(29,2)-z0)^2*2;
matrix=[a1 b1
        a2 b2];
matrix=inv(matrix);
for i=1:1:length(x)

    c2=Iyy(i);
    cc=[c1
        c2];

```

```

tmp =((matrix)*cc)';
s_up(i) =tmp(1);
s_low(i)=tmp(2);

end
figure(21);
plot(x,s_up*100^2);%cm^2
grid
figure(22)
plot(x,s_low*100^2);%cm^2
grid on

figure(23)
plot(x,(s_low*32+s_up*25 )*100^2);
grid on

%
% I around up-down axis
%
%      c
%      ..... 1
%      . .
%      . . b
%      . .
% ..... 0.5
% a
%
%
%center of bending
%for upper: a=5 b=3.5 c=(area-0.5*a)/(b+1)
%for lower (regular): a=4.5 b=2.5 c=(area-0.5*a)/(b+1) cm
%for lower (type 2 - bigger): a=5 b=4.5 c=(area-0.5*a)/(b+1) cm

%calculating upper stringers
area1=6.75e-2:(16.75e-2-6.75e-2)/(length(x)-1):16.75e-2;
area2=5.75e-2:(9.75e-2-5.75e-2)/(length(x)-1):9.75e-2;
area3=7e-2:(16e-2-7e-2)/(length(x)-1):16e-2;
E_Al=500e6;%Mpa tensile yield strength of Aluminium
figure(25)
for j=1:1:25%running on number of stringers
    for i=1:1:length(x)%round(length(x)*57/60)
        area=area1(i);%s_up(i);
        a=5.5e-2;%m
        b=4e-2;%m
        c=(area-(0.5e-2)*a+b*1e-2)/(1e-2+b);

        cx=(a^2/2*0.5e-2+c^2*1e-2/2+(c-1e-2)*(c+1e-2)*b/2 ) / (c*1e-2+b*(c-1e-2)+a*0.5e-2);
% (a^2/2*0.5+b*0.5*1.25+1.5^2/2+1+(c-1.5)*(b+1)*(c+1.5)/2) / (c*1+b*(c-1)+a*0.5)
        I_self=a^3*(0.5e-2)/12+(a/2-cx)^2*(a*0.5e-2) + b*(c-1e-2)^3/12+((c+1e-2)/2-cx)^2*((c-1e-2)*b) + (1e-2)*c^3/12+(c/2-cx)^2;
        %P=area*sigma
    end
end

```

```

    P=area*M(i)*(str_up(j,2)-z0)/Iyy(i);% takin not the real Iyy , but the smaller one, this is
conservative
    l_self_up(i)=sqrt(pi^2*E_Al*I_self/P);
end
hold on
plot(x(:,l_self_up));%round(length(x)*57/60)
clear l_self_up
end
grid on

%calculating lower stringers
%figure(26)
hold on
for j=1:1:29 %running on number of stringers
    for i=1:1:length(x)%round(length(x)*57/60)
        if j~=1 & j~=15 & j~=29
            a=4.5e-2;%m
            b=3e-2;
            area=area2(i);
        else
            a=5e-2;
            b=5e-2;
            area=area3(i);
        end
        % area=s_low(i);
        % if i~=1 & i~=15 & i ~=29
        %
        % a=4.5e-2;%m
        % b=3e-2;
        % else
        % a=5e-2;
        % b=5e-2;
        % end
        c=(area-(0.5e-2)*a+b*1e-2)/(1e-2+b);

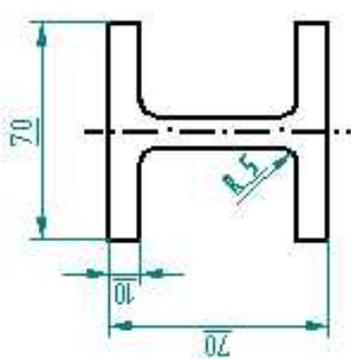
        cx=(a^2/2*0.5e-2+c^2*1e-2/2+(c-1e-2)*(c+1e-2)*b/2 ) / (c*1e-2+b*(c-1e-2)+a*0.5e-2);
        % (a^2/2*0.5+b*0.5*1.25+1.5^2/2+1+(c-1.5)*(b+1)*(c+1.5)/2) / (c*1+b*(c-1)+a*0.5)
        I_self=a^3*(0.5e-2)/12+(a/2-cx)^2*(a*0.5e-2) + b*(c-1e-2)^3/12+((c+1e-2)/2-cx)^2*((c-
1e-2)*b) + (1e-2)*c^3/12+(c/2-cx)^2;
        %P=area*sigma
        P=area*M(i)*(str_low(j,2)-z0)/Iyy(i);% takin not the real Iyy , but the smaller one, this is
conservative
        l_self_up(i)=sqrt(pi^2*E_Al*I_self/P);
    end
    hold on
    plot(x(:,l_self_up));%round(length(x)*57/60)
    clear l_self_up
end
grid on

```

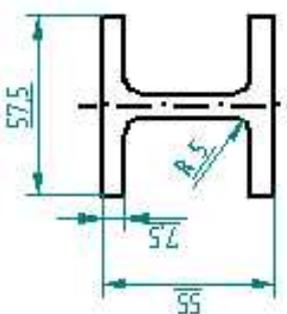
# נספח לפרק 11.2

REVISION HISTORY			
REV	DESCRIPTION	DATE	APPROVED

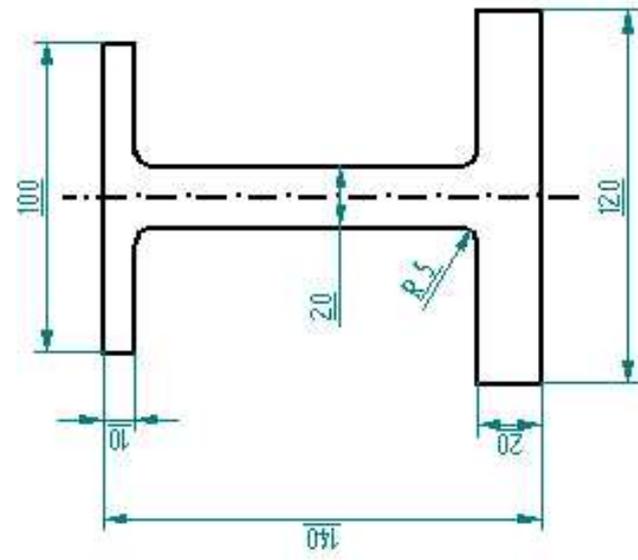


אורכו גדול :  $70$

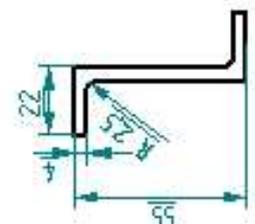


אורכו קטן :  $57.5$



חצי ק :  $140$



תוסך :  $55$

DRAWN	NAME	DATE	
CHECKED			<b>SOLID EDGE</b> EDS-PLM SOLUTIONS
ENG APPR			TITLE
MGR APPR			REV
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS ANGLES #XX°			SIZE DWG NO A4
2 PL #XXX 3 PL #XXXX			SCALE:      WEIGHT:

## נספח לפרק 11.3

א' פונקציה חישוב עומסים

```
function [SF,SF_D,BMw,BMzw,Xcp] = wing_load(Vt,nz,Wfuel,n)
% written by:
% Kutikov Daniel
% Shamenzon Joseph
% Shavelzon Yevgeni
% and gods' will

% modified by A.Rosich

syms T;%thrust
syms Zt;%distance to engines on z axis from C.G.
syms W;%weight
syms Xcg;
syms Xlw;%center of wing lift
syms Xlt;%center of tail lift
syms M0;%constant moment of body
syms Lw Lt;%lift of wing and tail
syms V Nz ro St Sw;%
syms it;%inclination
syms ethat;%tail efficiency
syms deda;%d_epsilon / d_alpha
syms CLat CLaw;%tail lift slope coefficient
syms CLt;%tail lift coefficient
syms ART;
syms Clt;

Ct=6.3; % average chord of horizontal tail (=tail)

deda=0.3;
Clat=2*pi;
CLaw=5.98; % for finite wing IGE
V=Vt;
ro=1.225;
M0=0; %free moment probably
ethat=1;
W=300e3*9.81;
Sw=576;
St=Sw/2.5;% (230 m^2)
ART=St/Ct^2;
CLat=Clat*ART/(ART+2);
Xcg=-26.6;
Xlw=-19.5;
Xlt=-(58.5+5*tan(20*pi/180)+6.3/4);
T=1.5e5;
Zt=5.5;
Ww=29760*9.81;%weight of wings [N]
Wt=7262*9.81;%[N] weight of tails
Nz = nz;

%fuel constants
yroot=1;%m coordinates of beginning and ending of fuel tank . starting from
root
ytip=11;%m

fd=Wfuel*9.81/2/(ytip-yroot);%fuel weight distribution in one wing [N/m]
```

```

Lt=solve((T*Zt+W*Nz*(Xcg-Xlw)-M0)/(Xlt-Xlw)-Lt,Lt);
CLt=solve(Lt-0.5*ro*V^2*St*CLt,CLt);
it=solve(CLat*it*ethat*(1-deda)-CLt,it);

it=eval(it*180/3.141); %deg % assumptions that there is no flaps engaged

%constants
ARw=4;%
b=48;%[m] of wing
h_ep = 2; % endplate height

%wing calculations

Lw=W*Nz-Lt;
CLw=Lw/0.5/ro/(V^2)/Sw;
Clw=(ARw+2)/ARw*CLw;

alphaw_eff = double(CLw/CLaw);
a0lift = -5/180*pi;
alphaw = alphaw_eff+a0lift;
disp('alpha=')
alpha_deg = alphaw*180/pi;
disp(alpha_deg)

XCP = [0.60 0.42 0.35 0.32 0.30 0.30 0.31 0.37];
A = [-2 0 4 8 12 16 20 24 ];
Xcp = interp1(A,XCP,alpha_deg,'linear','extrap');

alpha=0;
alphat=alpha+it*3.141/180; % rad %alphaw is angle of attack of tail

%%%%%%%% calculations for unknown reason syms convert to number
CLt1=eval(CLt);
Clt=(ARt+2)/ARt*CLt;
Clt1=eval(Clt);

%%%%%%%%calculations of drag on tail and wings%%%%%%%%
AREff = ARw*(1+1.9*h_ep/b); % effective AR with endplates
K = 1/pi/AREff * 0.5; %0.5 is with ground effect
CD0w=0.02;
CDw=CD0w+K*CLw^2;
Dw=0.5*ro*V^2*Sw*CDw;
eval(Dw);

%tail calculations
CDt=0.007+(it^2)*0.00033;%relative to Stail
Dt=0.5*ro*V^2*St*CDt;

%%%%%%%%

normalw=eval(Lw)*cos(alphaw)+eval(Dw)*sin(alphaw); %in wing coordinates
normal to chord
axialw=eval(Dw)*cos(alphaw)-eval(Lw)*sin(alphaw); %in wing coordinates
parallel to chord, backwards

normalt=eval(Lt)*cos(alphat)+Dt*sin(alphat); %in tail coordinates normal to
chord
axialt=Dt*cos(alphat)-eval(Lt)*sin(alphat); %in tail coordinates parallel
to chord, backwards

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%finding force distribution

y0=21.5;%m
y=0:y0/n:y0;
a=normalw/pi/y0/2*4;
for i=1:1:n+1
    f(i)=a*sqrt(1-y(i)^2/y0^2); % lift distribution along the wingspan
end

% force distribution because of weight
%Weight Force Distribution of Wing
tmp=Ww/y0*2/2.1/2;
for i=1:1:n+1
    wfdw(i)=1.1*tmp-0.1*y(i)/y0*tmp;%weight distribution without projection
on other axis
end

SF(1)=(normalw/2)-Ww/2*cos(alphaw); % shear force along the wingspan due to
lift and weight only (upwards) in wind system
for i=2:length(y)
    %the weight projected on the normal axis
    SF(i)=SF(i-1)-(f(i)+f(i-1))/2*y0/n+(wfdw(i)+wfdw(i-
1))/2*y0/n*cos(alphaw);
end

for i=1:length(SF)
    if y(i)<=ytip & y(i)>yroot
        SF(i)=SF(i)+fd*(y(i)-ytip)*cos(alphaw);
    elseif y(i)<=yroot
        SF(i)=SF(i)-fd*(ytip-yroot)*cos(alphaw);
    end
end

SF = double(SF);
figure(3)
plot(y,SF)
xlabel('y axis from root of wing [m]')
ylabel('normal shear force distribution [N]')
title('normal shear force distribution along the wingspan')
grid

% shear force due to drag evaluation. assumption is that the drag
% distribution is uniform
%21.5 is one wing length

D0=(axialw)/2;

SF_D(1:length(y))=D0-D0/y0*y(:);%[N]
integralw(n+1)=0;
for i=n:-1:1
    integralw(i)=integralw(i+1)+(wfdw(i)+wfdw(i+1))/2*y0/n*sin(alphaw);
end

for i=n+1:-1:1
    SF_D(i)=SF_D(i)+integralw(i);
end

for i=1:length(SF)
    if y(i)<=ytip & y(i)>yroot

```

```

        SF_D(i)=SF_D(i)-fd*(y(i)-ytip)*sin(alphaw);
    elseif y(i)<=yroot
        SF_D(i)=SF_D(i)+fd*(ytip-yroot)*sin(alphaw);
    end
end

SF_D = double(SF_D);
figure(4)
plot(y,SF_D)
xlabel('y axis from root of wing [m]')
ylabel('axial shear force distribution [N]')
title('axial shear force distribution along the wingspan')
grid

% calculation of bending moment around x axis of wing

BMw(n+1)=0;%bending moment of wing
for i=n:-1:1
    BMw(i)=BMw(i+1)+(SF(i+1))*y0/n;
end
figure(5);
plot(y,BMw)
xlabel('y axis from root of wing [m]');
ylabel('Bending moment [N*m]');
title('Bending moment along the wingspan (about x axis)');
grid

BMzw(n+1)=0;%bending moment of wing about z wing axis
for i=n:-1:1
    BMzw(i)=BMzw(i+1)+(SF_D(i+1))*y0/n;
end

figure(6);
plot(y,BMzw)
xlabel('y axis from root of wing [m]');
ylabel('Bending moment around Z axis (of wing) [N*m]');
title('Bending moment around Z axis (of wing) along the wingspan');
grid

```

## ב' פונקצית חישוב מאמצים

```

function [Sigma_z,M_section,tau_skin,tau_web] =
bend1(B,tskin,tweb,Mx,My,Sy,Xcp)

% Al 7075-T6
ro = 2.81; % [ton/m^3]
Sigma_yield = 5.05e8; % [Pa]
E = 72e9; % [Pa]
G = 26.9e9; % [Pa]
Tau_max = 3.3e8; % [Pa]

% 7 spars
ncells = 6;
x = [ 8000 6900 5800 4700 3600 2500 1400 1400 2500 3600 4700 5800
6900 8000]/1000; % [m]
y = [ 933 1102 1220 1279 1270 1188 948 -418 -412 -368 -321 -274
-227 -180]/1000;
hweb = [1112 1329 1494 1600 1638 1601 1367]/1000;
A = [1.3155 1.5257 1.6761 1.7546 1.7609 1.6235]; % [m^2]
lskin = 16.578;

```

```

Btot = sum(B);
Xcg = sum(B.*x)/Btot;
Ycg = sum(B.*y)/Btot;
X = x-Xcg;
Y = y-Ycg;

M_section = (Btot+hweb*tweb'+lskin*tskin)*ro;

Ixx = sum(Y.^2.*B);
Iyy = sum(X.^2.*B);
Ixy = sum(X.*Y.*B);
I_ast = Ixx*Iyy-Ixy^2;

Sigma_z = -(Mx*(Iyy*Y-Ixy*X)+My*(Ixx*X-Ixy*Y))/I_ast;

vertex = {[1 2 13 14] [2 3 12 13] [3 4 11 12] [4 5 10 11] [5 6 9 10] [6 7 8
9]};
for k = 1:ncells
    v = vertex{k};
    delta(k) = ldist(v(1),v(2))/tskin+ldist(v(2),v(3))/tweb(k+1)+...
        ldist(v(3),v(4))/tskin+ldist(v(4),v(1))/tweb(k);
end
delta12 = ldist(2,13)/tweb(2);
delta23 = ldist(3,12)/tweb(3);
delta34 = ldist(4,11)/tweb(4);
delta45 = ldist(5,10)/tweb(5);
delta56 = ldist(6,9)/tweb(6);

qb = Sy/Ixx*B(1:7).*Y(1:7);
Xcs= sum(qb.*x(1:7).*hweb)/Sy;
T = Sy*(Xcp-Xcs);

LHS = [ 2*A(1)*G -delta(1) delta12 0 0 0 0 ;...
        2*A(2)*G delta12 -delta(2) delta23 0 0 0 ;...
        2*A(3)*G 0 delta23 -delta(3) delta34 0 0 ;...
        2*A(4)*G 0 0 delta34 -delta(4) delta45 0 ;...
        2*A(5)*G 0 0 0 delta45 -delta(5) delta56 ;...
        2*A(6)*G 0 0 0 0 delta56 -delta(6);...
        0 2*A(1) 2*A(2) 2*A(3) 2*A(4) 2*A(5) 2*A(6) ];

RHS = zeros(ncells+1,1);
RHS(ncells+1) = T;
q = LHS\RHS;
q = q(2:end);
q1 = [q' 0];
q2 = [0 q'];
qweb = qb+q1-q2;

tau_skin = max(abs(q))/tskin;
tau_web = qweb./tweb;

function d = ldist(i,j)
x = [ 8000 6900 5800 4700 3600 2500 1400 1400 2500 3600 4700 5800
6900 8000]/1000; % [m]
y = [ 933 1102 1220 1279 1270 1188 948 -418 -412 -368 -321 -274
-227 -180]/1000;
d = ((x(i)-x(j))^2+(y(i)-y(j))^2)^0.5;

```

```

Wfuel = 0; % [kg]
Vt = 130;
nz = 2.5;
k = 1.5; % safety factor

L = 21.5;
c = 12;
n = 3; % number of sections
n_long = 100;
dL = L/n;

[SF, SF_D, BMw, BMzw, Xcp] = wing_load(Vt, nz, Wfuel, n_long);
x_long = 0:L/n_long:L;
x = [0 6.450 12.900]; %0:dL:L-dL;
SF = interp1(x_long, SF, x);
BMw = interp1(x_long, BMw, x);
BMzw = interp1(x_long, BMzw, x);

nspars = 7;
%      |aft-top          for-top|for-bot          aft-bot|
B = [ 60 80 90 110 120 100 75 75 100 120 110 90 80 60 ;...
      20 30 40 45 50 40 30 30 40 50 45 40 30 20 ;...
      10 10 10 20 20 15 10 10 15 20 20 10 10 10 ]/10000; %
cm^2 -> m^2
%      |aft-top          for-top|for-bot          aft-bot|
tweb = [ 10 5 5 5 5 5 10 ;...
         6 3 3 3 3 3 6 ;...
         4 2 2 2 2 2 4 ]/1000; % mm -> m

tskin = [ 8 6 3]/1000; % mm -> m

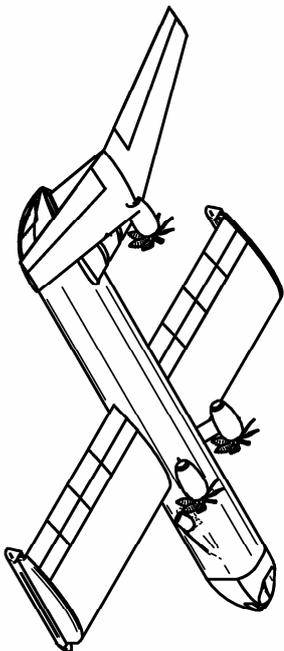
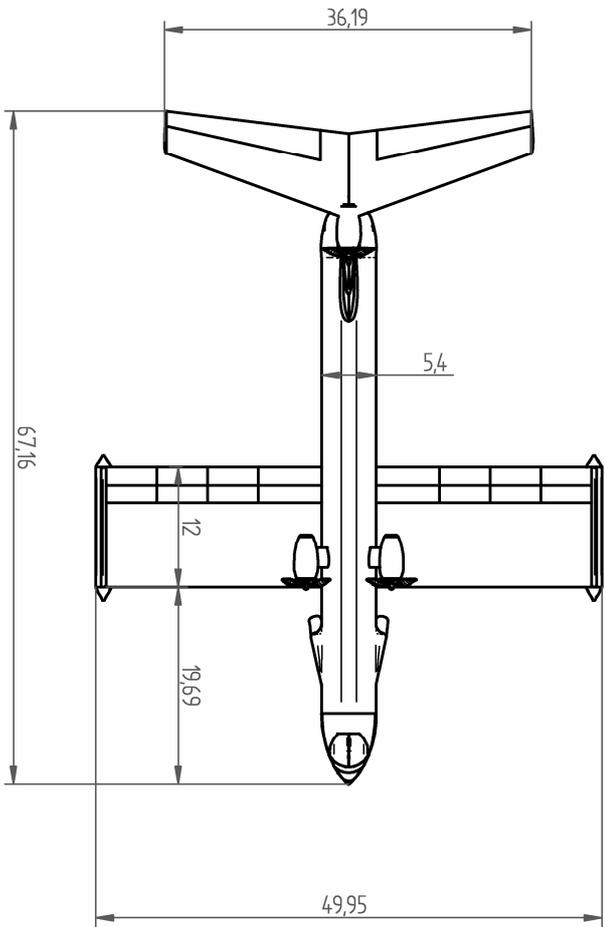
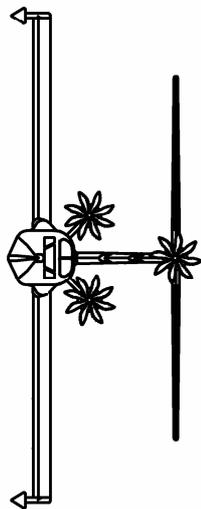
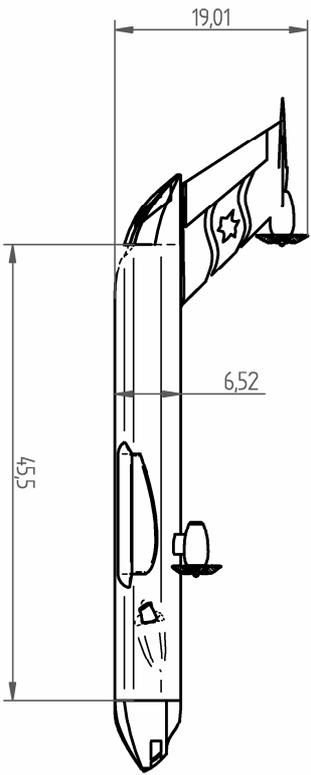
Xcp = Xcp*c;
Sigma_z = zeros(n, 2*nspars);
tau_web = zeros(n, nspars);
M = 0;
for i = 1:n
    [Sigma_z(i, :), M_sec, tau_skin(i), tau_web(i, :)] =
bendl(B(i, :), tskin(i), tweb(i, :), BMw(i), BMzw(i), SF(i), Xcp);
    M = M+M_sec*dL;
end

disp('structure weight:')
disp(M) % displayed in tons

Sigma_yield = 5.05e8; % [Pa]
Tau_max = 3.3e8; % [Pa]

disp('bending:')
disp(abs(Sigma_z)/(Sigma_yield/k))
sigma_mpa=Sigma_z/1e6
disp('shear (spars):')
disp(tau_web/(Tau_max/k))
tau_web_mpa=tau_web/1e6
disp('shear (skin):')
disp(tau_skin/(Tau_max/k))
tau_skin_mpa=tau_skin/1e6

```



REVISION HISTORY		
REV	DESCRIPTION	DATE

NAME	DATE	<b>SOLID EDGE</b> EDS-PLM SOLUTIONS <b>TITLE</b> SAMSON FINAL CONFIGURATION
DRAWN	07/27/04	
CHECKED		
ENG APPR		
MGR APPR		
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS ANGLES ±XX°		SIZE: DWG NO.
2 PL ±XXX 3 PL ±XXXX		A3
FILE NAME: Samson_new_new.dft		SCALE: 1:500
WEIGHT:		SHEET 1 OF 1

SOLID EDGE ACADEMIC COPY