

עבודת גמר 5 יח"ל בפיזיקה

מעוף הכטב"ם

מבנה כטב"ם המיועד לצילום בטווחים גדולים

שם התלמיד : אמיתי גואה

ת"ז : 333306751

ביה"ס : ישיבת שפע מקור חיים

מנחה אקדמי : ד"ר גבריאל אביטל

מנחה מלווה : אייל נתיב

5/2025



תוכן עניינים

1. מבוא	3
1.1. רקע היסטורי של התפתחות הכטב"ם	3
1.2. מבנה האטמוספירה והתנאים לטיסה	8
1.3. מצבי טיסה בסיסיים	11
1.4. שאלת המחקר	11
1.5. השערות המחקר	12
1.6. שיטות המחקר	12
1.7. גילוי נאות - שימוש בכלי בינה מלאכותית	12
2. תורת האווירודינמיקה	13
2.1. כוחות העילוי, הגרר, הדחף והמשיכה	13
2.2. מאפייני הפרופיל וצורת הכנף	18
3. מצבי טיסה	23
3.1. טיסה אופקית וישרה	23
3.2. פנייה מתואמת	33
3.3. נסיקה	37
3.4. גלישה וצלילה	38
3.5. המראה	40
4. מעטפת ביצועים של כטב"ם	42
4.1. מעטפת טיסה	42
4.2. המבנה הנכון לכטב"ם לאיסוף מידע בטווח מעל 1,000 ק"מ	43
4.3. מעטפת הטיסה של כטב"ם לאיסוף מידע בטווח מעל 1,000 ק"מ	47
4.4. סיכום	49
5. רפלקציה	51
6. רשימת מקורות	52
7. נספחים	52
7.1. טבלת נתונים למציאת הספק נדרש והספק נתון כתלוי במהירות הטיסה	52
7.2. הצעת מחקר	53
7.3. פרומפט לדוגמה	58

1. מבוא

1.1. רקע היסטורי של התפתחות הכטב"ם

השימוש הראשון של כטב"ם כנראה נעשה על ידי האוסטרים בשנת 1849, שבו האוסטרים שיגרו כ-200 כדורים פורחים ללא טייס עם פצצה שפועלת על ידי מנגנון זמן, כדי לפגוע בוונציה (ויקיפדיה, 2025).

משימת תקיפה בוצעה על ידי כטב"מים במלחמת העולם הראשונה, כאשר הכטב"ם היה פצצה שמחוברת לכנפיים עם מנגנון זמן, שגרם לניתוק הכנפיים והפלת הפצצה לקרקע והפעלתה בפגיעה בקרקע. הבריטים החלו לפתח כטב"מים במלחמת העולם הראשונה כדי להגן מפני הפצצות מספינות האוויר הגרמניות, שנקראו Areal Target, כדי לבלבל את הגרמנים שיחשבו שזה כלי ניסוי לטילי נ"מ. אך רק בסוף המלחמה היה לבריטים דגם עובד (ויקיפדיה, 2025).

במלחמת העולם השנייה, ארה"ב פיתחה כטב"ם תקיפה שנקרא Interstate TDR, ובשנת 1944 הופעל הכטב"ם ככטב"ם מתאבד בזירת המלחמה באוקיינוס השקט. גם היפנים התחילו להשתמש בבלונים פורחים ללא טייס כנשק כנגד האמריקאים, אך בגלל זרמי רוח חזקים ובעיות טכניות רובם התרסקו באוקיינוס השקט, למעט אחד שהגיע לגבול אמריקה-קנדה והרג פרה כשהתפוצץ (ויקיפדיה, 2025).



איור מספר 1.1: הכטב"ם הראשון.

כדור פורח שהיפנים ייצרו כדי לתקוף את אמריקה במלחמת העולם השנייה על ידי חיבור פצצה עם זמן לכדור פורח.¹

¹ ויקיפדיה, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Japanese_fire_balloon_Moffett.jpg#/media/%D7%A7%D7%95%D7%91%D7%A5:Japanese_fire_balloon_Moffett.jpg



איור מספר 1.2: כטב"ס Interstate TDR
שהאמריקאים השתמשו בו במלחמת העולם השנייה.²

הראשונים שהמציאו כטב"מים שלא פועלים על פי זמן (בקרה בחוג סגור) היו הגרמנים במלחמת העולם השנייה, שהמציאו את V-1 ו-V-2, משום שהיה לגרמנים מחסור במפציצים ומטוסי קרב כדי לפגוע בבריטים ובנות בריתה. הגרמנים גם המציאו כטב"ם לצילום מבצעי מונחה רדיו, המשוגר ממסילה ונוחת באמצעות מצנח, כאשר הצילום היה מתבצע על פילם ולא משודר (ויקיפדיה, 2025).



איור מספר 1.3: כטב"ס V1
שהגרמנים המציאו במלחמת העולם השנייה.
זהו הכטב"ם הראשון שלא פועל על פי זמן.³

בשנות ה-50 ארצות הברית פיתחה מספר כטב"מים, כמו סדרת הפיירבי, שהיו הראשונים עם הנעה סילונית וייעודם היה לצילום מבצעי. בהמשך פותח כטב"ם מדגם צ'אקר, שיועד להטעיית סוללות טילים. טיסה ראשונה בוצעה בשנת 1965, ויכולותיו היו מהירות של עד 0.86 מאך וגובה שניע בין 30 אלף ל-40 אלף רגל. הכטב"ם היה נשלט מרחוק (ויקיפדיה, 2025).

² ויקיפדיה, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Interstate_TDR-1.jpg#/media/File:Interstate_TDR-1.jpg
³ ויקיפדיה, <https://he.m.wikipedia.org/wiki/%D7%A7%D7%95%D7%91%D7%A5:V1Musee.jpg>



איור מספר 1.4: כטב"ם צ'אקר

נועד כדי להטעות סוללות טילים והגיעה למהירות 0.86 מאך.⁴

גם הרוסים התחילו בפיתוח וייצור הכטב"ם בשנות ה-50, כמו Lavochkin La-17, שהמריא לראשונה בשנת 1953. לאחריו היה טופלוב Tu-123, שהמריא לראשונה ב-1960, אך דגם זה היה בזבזני כי היה מתכלה בסיום הטיסה. לכן הרוסים המציאו את Tupolev Tu-143, שהמריא לראשונה בשנת 1970 וזכה להצלחה גדולה ונמכר למדינות כמו רומניה, עיראק וסלובקיה. כטב"מים אלו נועדו לצילום מבצעי, כשבהתחלה צילמו על סרטי צילום ולאחר מכן עברו לצילום דיגיטלי (ויקיפדיה, 2025).

כטב"מים סילוניים היו בעלי בעיות רבות, כמו בולטות באוויר, משקל רב ועלות ייצור ותחזוקה גבוהות. כתוצאה מכך התפתח תחום של כטב"מים בעלי מדחף, וישראל הייתה החלוצה בתחום זה. גם בישראל חשבו לראשונה על שליטה מרחוק באמצעות רדיו, על ידי שבתאי בריל, כלקח ממלחמת יום כיפור. הצלחת הניסויים בכטב"מים הובילה לכך שב-1975 הוחלט שיש צורך בכטב"ם בעל יכולת לפעול למשך 50 שעות ומעלה התחיל הפיתוח של סקאוט, שהתבצע על ידי התעשייה האווירית בשנים 1977-1981, ונוהל על ידי שארלי אטאלי ודוד הררי. מהירותו המרבית של הסקאוט הייתה 160 קמ"ש, טווח של 100 ק"מ, משקל מרבי של 118 ק"ג וזמן שהייה באוויר של 7.5 שעות. במקביל לסקאוט פותח גם המסטיף על ידי תדיראן מערכות, וב-1978 כבר החל לפעול בשירות צה"ל (ויקיפדיה, 2025).



איור מספר 1.5: סקאוט ומסטיף.

מצד ימין סקאוט הכטב"ם הראשון שהוא כטב"ם בעולם המערבי ופותח על ידי תעשייה האווירית.⁵

מצד שמאל המסטיף כטב"ם שפותח על ידי תדיראן מערכות ושימש כדי להשמיד סוללות טילי קרקע אוויר.⁶

⁴ ויקיפדיה, https://he.m.wikipedia.org/wiki/%D7%A7%D7%95%D7%91%D7%A5:MQM-74C_Chukar_II_floating.jpg
⁵ ויקיפדיה, <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:IAI-Scout-hatzerim-1.jpg#/media/%D7%A7%D7%95%D7%91%D7%A5:IAI-Scout-hatzerim-1.jpg>
⁶ ויקיפדיה, <https://en.m.wikipedia.org/wiki/File:Tadiran-Mastiff-III-hatzerim-1.jpg>

בשנות ה-80, לאחר הצלחת השמדת סוללות טילי קרקע-אוויר באמצעות המסטיף, בצה"ל נדהמו מהיכולות שסיפק המסטיף. הכטב"מים הראו את יכולותיהם שוב במלחמת לבנון הראשונה, בה צה"ל הפעיל שתי טייסות כטב"מים כדי להשיג מידע בזמן אמת על לבנון, מה שאיפשר לטייסים לפגוע במטרות שלא היו בקו הראייה שלהם ומנע סיכון חיים (ויקיפדיה, 2025).

הביצועים המרשימים של הכטב"מים הישראליים עוררו עניין רב בארצות הברית, מה שהוביל לשיתופי פעולה, כמו מכירת טייסת מסטיף לחיל הים האמריקאי. עוד כטב"מים שנמכרו לאמריקה על ידי ישראל היו RQ-2 פיוניר והאנטר, ששימשו במלחמת המפרץ ובמלחמת עיראק. ב-1992 החליף הסרצ'ר את הסקאוט בחיל האוויר הישראלי (ויקיפדיה, 2025).



איור מספר 1.7: כטב"ם האנטר.
ביצע מבצעים במלחמת המפרץ ובמלחמה בעיראק.⁷

לאחר ביטול תוכנית הלבאי, חלק מהמוחות בתעשייה האווירית הופנו לפיתוח כטב"ם חדש שכונה מחץ, שנכנס לשימוש ב-1994 בדרום לבנון. בעקבות הצלחת המחץ, ישראל הבינה את הפוטנציאל האדיר שבכטב"מים. בתעשייה האווירית פותח האיתן, שנועד לעמוד בפרמטרים כמו טיסה בגובה רב יותר, עמידות לרוחות, נשיאת מטען כבד יותר ומשימות ארוכות ומאתגרות יותר. פיתוח האיתן החל ב-2004, טיסת הבכורה התקיימה ב-2009, והוא נכנס לשימוש בצה"ל ב-2010 (ויקיפדיה, 2025).

⁷ ויקיפדיה, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Hunter_RQ-5.jpg#/media/%D7%A7%D7%95%D7%91%D7%A5:Hunter_RQ-5.jpg.
https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/4/45/Hunter_RQ-5.jpg alt="האנטר של הצבא האמריקאי ממריא בסיוע רקטת האצה" height="241" width="340"/>
 ידוע - <http://www.faa.gov/library/reports/medical/oamtechreports/2000s/media/0424.pdf> (not accessible anymore)
 נחלת הכלל, <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=3377026> קישור



איור מספר 1.8: הכטב"ם איתן.

פותח על ידי תעשייה אווירית משום שהיה צורך לכטב"ם בעל יכולות יותר טובות, כמו טיסה בגובה רב נשיאת מטען כבד וביצוע משימות ארוכות.⁸

בשנות ה-90 ושנות ה-2,000, המדינות המובילות בהפעלה וייצור של כטב"מים היו ישראל וארצות הברית, ובעקבותיהן סין, הודו ומדינות אירופה. ב-2002 ארצות הברית השתמשה בפרדטור MQ-1 כדי לחסל את אל-קאעידה בתימן ולחסל מטרות טרור אחרות (ויקיפדיה, 2025).



איור מספר 1.9: הפרדטור MQ-1.

פותח ב-2002 ובאמצעותו חיסלו ארגוני טרור בתימן כמו אל קאעידה.⁹

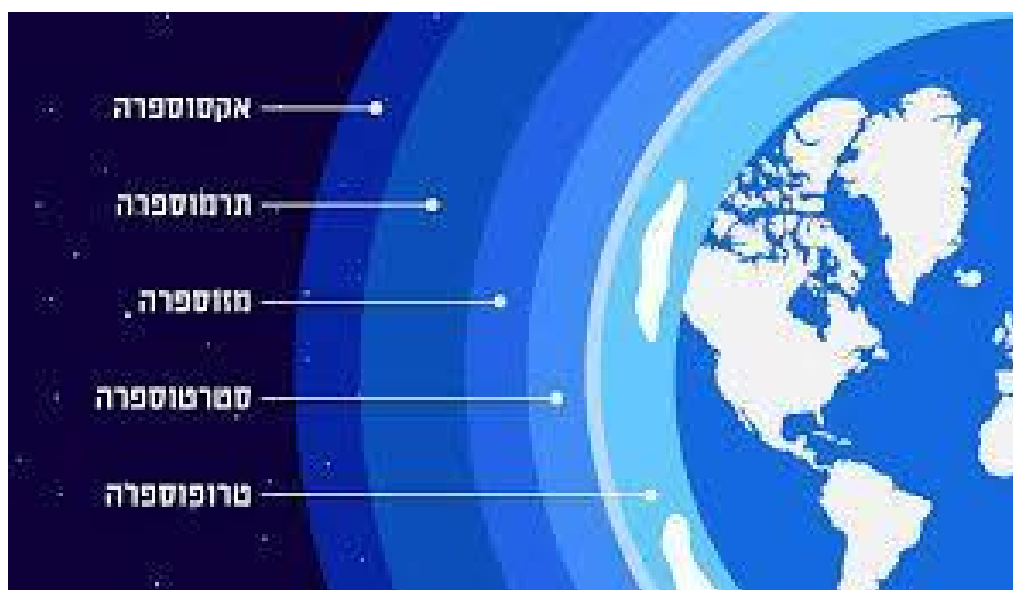
בשנת 2022, לראשונה, כטב"ם מסוג זה עבר הסבה לצרכים אזרחיים למרות שיש גם רחפני שנכנסים תחת קטגוריה זאת אבל אני יעסוק בעבודה זו רק בכטב"מים עם טווחים הרבה יותר גדולים לעומת רחפן. עד היום בישראל יש שימוש בכטב"מים במערכה בעזה, לבנון וסוריה. לבסוף, עד היום משתמשים בכטב"מים, במיוחד בצבא, למטרות איסוף מודיעין או תקיפת אויבים (ויקיפדיה, 2025).

⁸ ויקיפדיה, <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:IAF-Eitan--Independence-Day-2017-Tel-Nof-IZE-099.jpg>

⁹ ויקיפדיה, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:General_Atomics_RQ-1A_Predator_USAF.jpg

1.2. מבנה האטמוספירה והתנאים לטיסה

אטמוספירה זו היא חגורת בקרה והגנה על פני כדור הארץ שמגיעה לכמה מאות קילומטרים מעל פני כדור הארץ ובנויה מכמה שכבות. בהן יש הטרופוספירה, השכבה שהכי קרובה לפני כדור הארץ, וגובהה כ-11 ק"מ, והסטרטוספירה, שנמצאת מעל הטרופוספירה ומגיעה לחמישים קילומטרים מעל פני כדור הארץ.

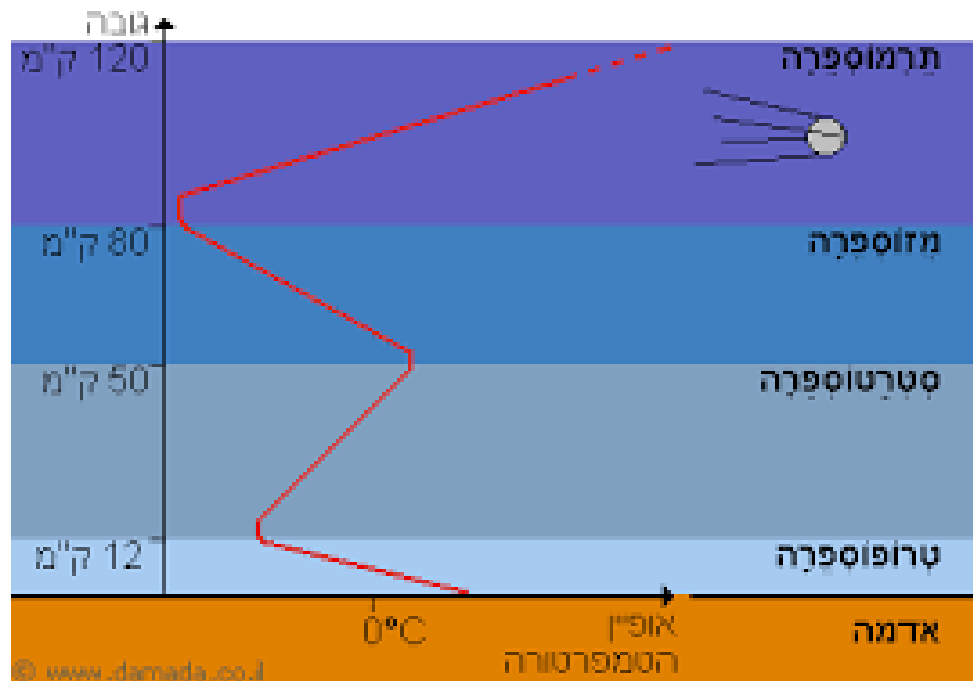


איור מספר 1.10: אטמוספירה.

מבנה האטמוספירה לפי שכבות.¹⁰

בטרופוספירה קיימים שינויים בטמפרטורה של האוויר, בצפיפות האוויר ובלחץ האוויר. מנגד, בסטרטוספירה הטמפרטורה כמעט ואינה משתנה ונשארת באזור ה-56.5 מעלות צלזיוס מתחת לאפס. לכן, החלק הכי תחתון של הסטרטוספירה מתאים מאוד לטיסה, משום שאין בו שינויים בטמפרטורה ובמזג האוויר (אביטל, תשפ"ג; אביר, 1986).

¹⁰ מכון דוידסון, נדלה בתאריך 12.10.2024, <https://davidson.org.il/read-experience/askexpert/%d7%9e%d7%94%d7%9d-%d7%9e%d7%a8%d7%9b%d7%99%d7%91%d7%99%d7%94-%d7%a9%d7%9c-%d7%94%d7%90%d7%98%d7%9e%d7%95%d7%a1%d7%a4%d7%a8%d7%94-%d7%90%d7%95/d7%a4%d7%a7>



איור מספר 1.11: הבדלי טמפרטורה באטמוספירה.

שינוי הטמפרטורה לפי המרחק מכדור הארץ וניתן לראות שקצת אחרי 12 ק"מ הטמפרטורה יציבה ואין שינוי.¹¹

אזור זה, שנמצא מעל הטרופוספירה ומתחת לסטרטוספירה, נקרא טרופופוזה.

בגלל שינויים כמו בלחץ האוויר, הטמפרטורה והצפיפות, יש צורך לעסוק בהגדרות האטמוספירה והשינויים הקיימים בה. מרכיבי האטמוספירה אינם תלויים רק בגובה אלא גם במקום ובזמן. לכן, על מנת שנוכל לעבוד במושגים גלובליים, מגדירים אטמוספירה סטנדרטית שבה נתונים לנו ערכים עבור הטמפרטורה, הלחץ וצפיפות האוויר לפי הגובה (אביטל, תשפ"ג).

אטמוספירה סטנדרטית היא ממוצע סטטיסטי של מאפייני האטמוספירה השונים. כמעט אף פעם לא תהיה התאמה בין המצב הקיים לאטמוספירה הסטנדרטית, אך מניחים שהערכים של האטמוספירה הסטנדרטית הם קבועים ואינם משתנים, והם הערכים שמציבים בחישובים (אביטל, תשפ"ג).

שלושת הדברים המרכזיים באטמוספירה שבהם צריך להתחשב בטיסה הם הצפיפות, לחץ האוויר והטמפרטורה. כעת ארחיב לגבי כל אחד מהם (אביטל, תשפ"ג):

צפיפות:

על שטח אדמה נתון בגודל יחידה אחת, יש עמוד אוויר שמגיע לגובה האטמוספירה. יחידת שטח זאת נושאת את משקל עמוד האוויר הזה. לכן, אם תיאורטית נעלה את מישור הייחוס, עמוד האוויר יקטן, ולכן המשקל על יחידת השטח הנתונה יקטן.

¹¹ דע מדע, נדלה בתאריך 20.3.2025, <https://www.damada.co.il/topics/geography/db/climate/atmosphere.shtml>

לפי זה, משקל האוויר בים המלח יהיה גדול יותר ממשקל האוויר על חוף הים. לתופעה זו קוראים צפיפות, והיחס שבין צפיפות האוויר בגובה נתון לעומת גובה פני הים נקרא צפיפות יחסית. צפיפות היא מסה ליחידת נפח, כלומר כמות החומר ביחידת נפח אחת.

כדי למצוא את צפיפות האוויר בגובה נתון, מחלקים את המשקל במטר מעוקב של אוויר בתאוצת הכובד: קילוגרם למטר מעוקב על גובה פני הים.

כאשר לחות האוויר גוברת, צפיפות האוויר יורדת, משום שמשקל אדי המים קטן ב-38% ממשקל האוויר באותו גובה (אביטל, תשפ"ג; אביר, 1986).

לחץ האוויר:

את לחץ האוויר מגדירים בתור הכוח הפועל על יחידת שטח, ויחידותיו הן קילוגרם לס"מ מרובע. לחץ אטמוספרי הוא משקל האוויר מעל שטח נתון בגודל של יחידה אחת.

כמו בצפיפות, ככל שמשטח הייחוס עולה, כך יש פחות אוויר על השטח הנתון, ולכן הלחץ האטמוספרי קטן לעומת שטח על גובה פני הים. לחץ יחסי הוא לחץ האוויר הנתון חלקי לחץ האוויר בגובה פני הים.

הלחץ האטמוספרי בגובה פני הים שווה למשקל עמוד כספית בעל גובה 760 מילימטרים ושטח חתך של ס"מ בריבוע. משקל עמוד הכספית הוא 1.033 ק"ג. מכאן שהלחץ האטמוספרי בגובה פני הים הוא 1.033 על ס"מ מרובע, ללחץ זה קוראים אטמוספירה אחת..(אביר, 1986).

טמפרטורה:

טמפרטורת האוויר אינה מושפעת מקרני השמש, אלא מהחום העולה מהאדמה שסופגת את קרני השמש ומעבירה אותן כחום. תהליך זה גורם לשכבה שמעל האדמה להתחמם, ולשכבה זו לחמם את השכבה שמעליה, וכן הלאה.

מכאן יוצא שהאוויר על גובה פני הים יהיה חם יותר מאשר בגובה מעל פני הים. כאשר האוויר חם, הוא שואף להתפשט. לכן, ככל שעולים בגובה, האוויר מתכווץ והצפיפות אמורה לעלות.

אך בפועל, השפעת הלחץ האטמוספרי על צפיפות האוויר גוברת על השפעת הטמפרטורה. לכן, הצפיפות והטמפרטורה קטנות עם העלייה בגובה.

ישנם שני ערכים לטמפרטורה: צלזיוס או פרנהייט. הטמפרטורה יורדת בקצב קבוע של מעלה צלזיוס אחת לכל 154 מטרים בקירוב של עלייה בגובה (אביר, 1986).

1.3. מצבי טיסה בסיסיים

אלה מצבים בהם כל כטב"ם יפגוש במהלך טיסתו באוויר.

נהוג להתחיל קודם בלדבר על **טיסה אופקית וישרה**. זוהי טיסה בה המטוס עם מהירות קבועה, גובה שאינו משתנה ומקביל לקרקע. נהוג לעשות כך משום שממצב זה ניתן לגזור ולהבין מהן הדרישות של שאר השלבים. אבל לאחר שמבינים מה הדרישות בטיסה אופקית וישרה, לא משנה הסדר כדי לדבר על שאר המצבים בהם כטב"ם יהיה. שלב זה צורך הרבה פחות אנרגיה בזמן הטיסה לעומת שאר השלבים.

פנייה מתואמת: פנייה זה השלב בו הכטב"ם פונה אבל נשאר באותו גובה. בפנייה פועל עוד כוח על הכטב"ם – זהו הכוח הצנטריפוגלי. כדי שכטב"ם יבצע פנייה, הוא צריך לשנות את פרופיל הכנף כך שיהיה לו פחות כוח עילוי בכנף הפנימית של הסיבוב. שלב זה צורך יותר אנרגיה לעומת טיסה אופקית וישרה.

נסיקה: זה השלב בו הכטב"ם עולה בגובה. שלב זה צורך יותר אנרגיה, משום שצריך להגביר את המהירות, כי הצפיפות יורדת ולכן גם כוח העילוי יורד.

צלילה: זהו שלב בו הכטב"ם יורד בגובה, משתמש במנוע וצורך אנרגיה – אבל הרבה פחות לעומת נסיקה, משום שכוח הכבידה גם באותו הכיוון בו הכטב"ם הולך.

גלישה: זה שלב בו המטוס גם יורד בגובה, אבל עם מנוע כבוי. זה קורה כי יש תקלה, או במטרה לחסוך באנרגיה, כי כוח הכבידה עוזר לכטב"ם לרדת בגובה.

המראה: זה השלב בו הכטב"ם מתנתק מהקרקע ומתחיל לעוף. שלב זה צורך הכי הרבה אנרגיה, משום שיש צורך להתנתק מהקרקע במהירות גבוהה, כי כוח העילוי לא פועל עוד על הכטב"ם והכטב"ם צריך לעלות לאחר מכן בגובה, הצפיפות קטנה ויש גם שינויים רבים בלחץ האוויר ובטמפרטורה.

יש גם שלב ה**נחיתה**, שעליו לא אדבר משום שאני עוסק בכטב"ם שמטרתו היא להגיע ליעד בלי לחזור. לכן לא אעסוק בשלב הנחיתה, אף שיש כטב"מים ומטוסים המבצעים שלב זה.

בפרק מצבי טיסה ארחיב יותר על כל שלב ואתעסק גם במשוואות.

1.4. שאלת המחקר

שאלת המחקר שלי היא: מהו המבנה הנכון לכטב"ם לביצוע משימת צילום בטווח שמעל 1,000 ק"מ, על-פי מעטפת הביצועים שלו? לקבלת תשובה מלאה על השאלה נזדקק להבנה מהי אווירודינמיקה, מהם הכוחות הקיימים, מה צריך להיות העיצוב הנכון של הכנף, מהם השלבים בטיסה שכטב"ם יעשה כדי להגיע ליעד שלו, איפה הכי כדאי שהוא יטוס, מה צריך להיות המשקל, כמה דלק הכטב"ם צריך, באיזה פרופיל להשתמש, איזו מנת ממדים כדאית, מהי מעטפת הטיסה ומה תהיה המהירות האידיאלית והחסכונית. בסופו של דבר נבין מהם הנתונים הנכונים כדי לבצע טיסה ומשימה זו.

1.5. השערות המחקר

אני משער שאם הכטב"ם יטוס בגובה של קילומטר, הוא יהיה צריך להתחשב ביותר שינויים שקיימים באטמוספירה, אבל הוא יהיה צריך הרבה פחות כוח מהמנוע, כי הצפיפות יחסית גדולה ולכן הוא לא צריך לטוס מהר כדי שכוח העילוי יתקיים.

אני משער שכדאי שהכטב"ם יהיה עם כנפיים ארוכות – כך הוא יכול לחסוך באנרגיה, כי הכנף מייצרת יותר כוח עילוי לעומת כנף קצרה, וכך הכטב"ם יכול להגיע לטווח של 1,000 קילומטר ומעלה ולהשתמש בפחות דלק, וכך הוא גם יהיה יותר קל.

אני משער שמשקל הכטב"ם צריך להיות כ-100 ק"ג, משום שכדי לבצע טיסה של 1,000 קילומטר יהיה צורך בכמות גדולה של דלק, ואם מנת הממדים וגודל הכנף יהיו גדולים כדי לחסוך בדלק – זה מוסיף משקל.

1.6. שיטות המחקר

שיטת המחקר שלי היא שימוש בתיאוריות מדעיות ובסקירת ספרות על אווירודינמיקה, והסתמכות על נתונים במצבי טיסה שונים ופרופילים שונים.

בנוסף, אציב נתוני אמת של כטב"ם לחשיפת מעטפת הטיסה עבור משימת צילום בטווח מעל 1,000 ק"מ.

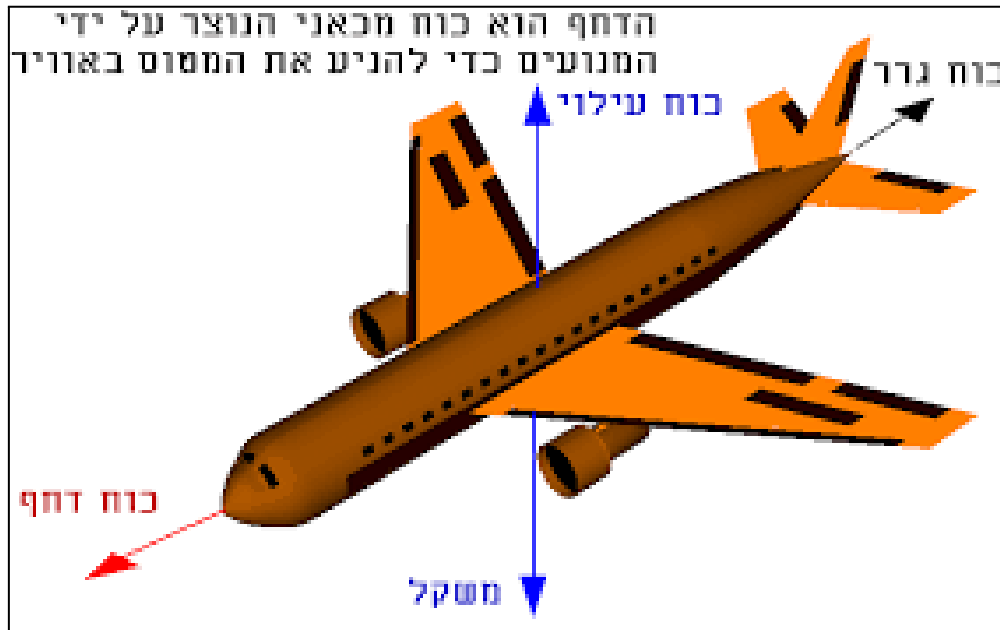
בחרתי בשיטת מחקר זו, משום שאין לי האמצעים והאפשרות לקיים ניסויים אמיתיים עם כטב"ם אמיתי ולהשתמש במנהרות רוח כדי לאסוף נתונים. לכן אני צריך להסתמך על תיאוריות וניסויים שאנשים אחרים ביצעו ולסמוך על הנתונים שהם אספו מניסויים שהם ביצעו.

1.7. גילוי נאות - שימוש בכלי בינה מלאכותית

לאורך העבודה השתמשתי ב-chatgpt כדי שיעזור לי עם פיסוק העבודה. בכל פעם נתתי לו פיסקאות שכתבתי וביקשתי ממנו לפסק לי אותן בלי לשנות שום דבר מתוכן הפיסקה. יודגש שלא נעשה כל שימוש בכלי בינה מלאכותית להפקת מידע. בסוף העבודה מופיע נספח עם פרומפט לדוגמה.

2. תורת האווירודינמיקה

2.1. כוחות העילוי, הגרר, הדחף והמשיכה

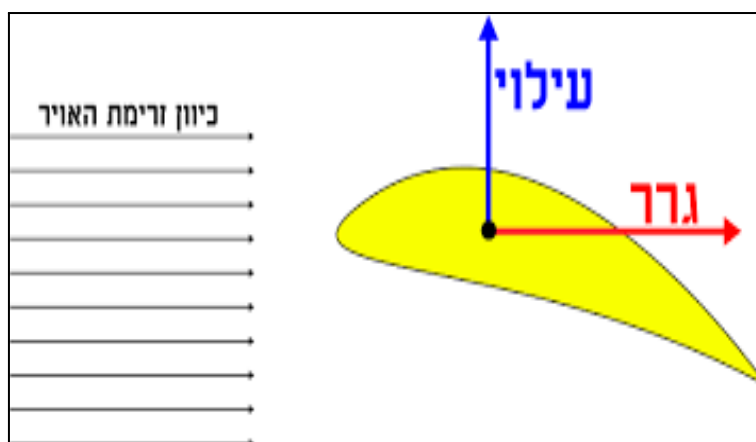


איור מספר 2.1: הכוחות שפועלים על המטוס בזמן שהייה באוויר.
כוח ההתנגדות מתנגד לכוח הדחף וכוח העילוי מתנגד לכוח המשיכה.¹²

כוח העילוי: כיצד נוצר הכוח המרים ומעלה גוף כבד מן האוויר?

אם נטה משטח בזווית כלפי רוח שנושבת, אז הזווית תיקרא זווית התקפה. אם נוציא את היד במהלך נסיעה ברכב, נוכל להרגיש שעל היד פועל כוח כלפי מעלה ואחורה. זה נגרם משום שעל הגוף פועל כוח שקול שמורכב משני גורמים עיקריים: כוח ההתנגדות (גרר), שמקביל לכיוון זרימת האוויר, וכוח העילוי, שניצב לכיוון זרימת האוויר. ככל שזווית ההתקפה תקטן, כוח העילוי יקטן, כי הכוח השקול הוא כוח משמר (אביטל, תשפ"ג; אביר, 1986).

¹² ויקיפדיה, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Thrust_aircraft-he.gif



איור מספר 2.2: פיצול הכוחות כשזרם האוויר זורם על הגוף, כי זה כוח שקול שמורכב מכוח העילוי וכוח ההתנגדות.¹³

מה שגורם לגוף לעלות כלפי מעלה הוא שינוי בלחץ שמפעילה האטמוספירה על הכנף (או החפץ). הלחץ מתחת לכנף המטוס גבוה הרבה יותר מאשר הלחץ על פני הכנף. זה יוצר כוח יניקה כלפי מעלה ולכן המטוס עף באוויר. הדבר נובע גם ממשוואת ברנולי (אביטל, תשפ"ג; אביר, 1986):

$$(1) \quad P + \rho \cdot g \cdot h + 0.5 \cdot V^2$$

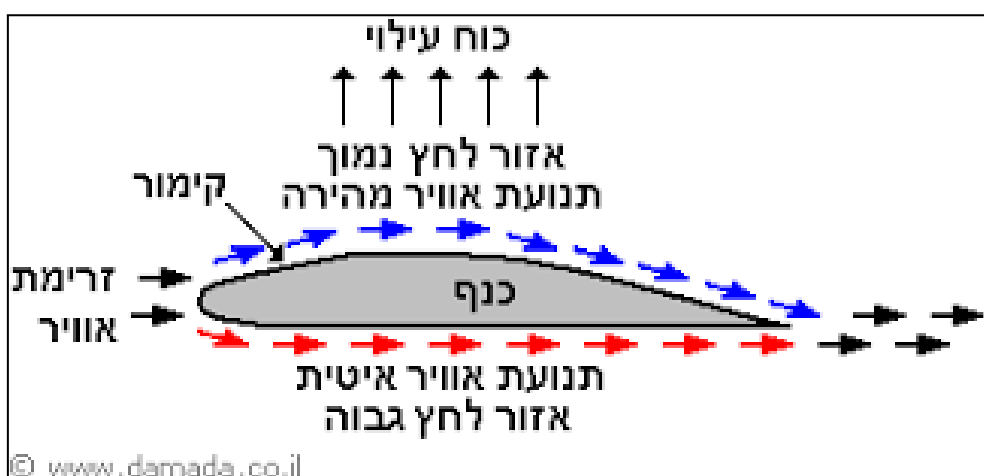
P : הלחץ בנקודה.

ρ : צפיפות הזורם בנקודה.

g : תאוצת הכובד של כדור הארץ.

h : גובה הזורם בנקודה ביחס למישור נתון.

V : מהירות הזורם בנקודה.



איור מספר 2.3: משוואת ברנולי.

חלקיקי האוויר חולפים על הכנף. החלקיקים הכחולים מהירים יותר, לכן הם מפעילים פחות לחץ על כנף המטוס וזה גורם לכוח העילוי.¹⁴

¹³ ויקיפדיה, <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Lift-drag-hebrew.svg>

¹⁴ ווינד, נדלה בתאריך 20.8.2024, <https://wind.co.il/%D7%90%D7%99%D7%9A-%D7%9C%D7%91%D7%97%D7%95%D7%A8-%D7%A4%D7%95%D7%99%D7%9C-%D7%95%D7%9E%D7%94-%D7%9E%D7%A9%D7%A4%D7%99%D7%A2-%D7%A2%D7%9C-%D7%94%D7%91%D7%99%D7%A6%D7%95%D7%A2%D7%99%D7%9D-%D7%A9%D7%9C>

משוואת ברנולי קובעת שככל שמהירות זרימתו של זורם על גבי משטח גבוהה יותר, הלחץ שהזורם יפעיל על המשטח יקטן. הדבר נובע מחוק שימור האנרגיה: כאשר המהירות גדלה, הלחץ חייב לפחות כדי לשמר את האנרגיה (אביטל, תשפ"ג; אביר, 1986).

לחץ הוא הכוח שפועל על משטח באופן אנכי. קיימים שני סוגי לחצים:

1. לחץ סטטי – הלחץ כאשר הפלואיד עומד במקום.
2. לחץ דינמי – הלחץ של זרם הפלואיד שניצב לכיוון זרימתו.

כדי לחשב לחץ דינמי משתמשים במשוואה:

$$(2) \quad q = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2$$

משוואת ברנולי מתארת את סכום הלחץ הסטטי והדינמי כקבוע בכל נקודה בזרם הפלואיד:

$$(3) \quad q + p = P$$

לכן:

$$(4) \quad 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 + p = P$$

מכך ניתן לראות שככל שהמהירות גוברת, הלחץ הדינמי גדל והלחץ הסטטי קטן.

כדי למדוד את כוח העילוי, יש להבין שהוא קשור באופן ישיר לזווית ההתקפה של הפרופיל. משוואת כוח העילוי היא:

$$(5) \quad L = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

L : כוח העילוי.

S : שטח כנף המטוס.

ρ : צפיפות האוויר – ככל שעולים בגובה, הצפיפות קטנה וגם התנגדות האוויר קטנה.

V : מהירות האוויר ביחס לגוף.

C_L : מקדם העילוי האווירודינמי, שניתן לחשב אותו בעזרת ניסוי במנהרת רוח או בשיטות אנליטיות למחצה (אביטל, תשפ"ג).

לכן אם נרצה לדעת את מקדם כוח העילוי נמצא את שיפוע הגרף ששווה גם:

$$(6) \quad C_L = \frac{2W}{\rho \cdot S \cdot V^2}$$

מכאן מבינים שככל שהמהירות גדלה - מקדם העילוי קטן; וככל שמקדם העילוי קטן יותר - זה אומר שזווית ההתקפה קטנה ולכן המטוס יהיה במצב אופקי יותר.

מכאן נוכל למצוא את המהירות:

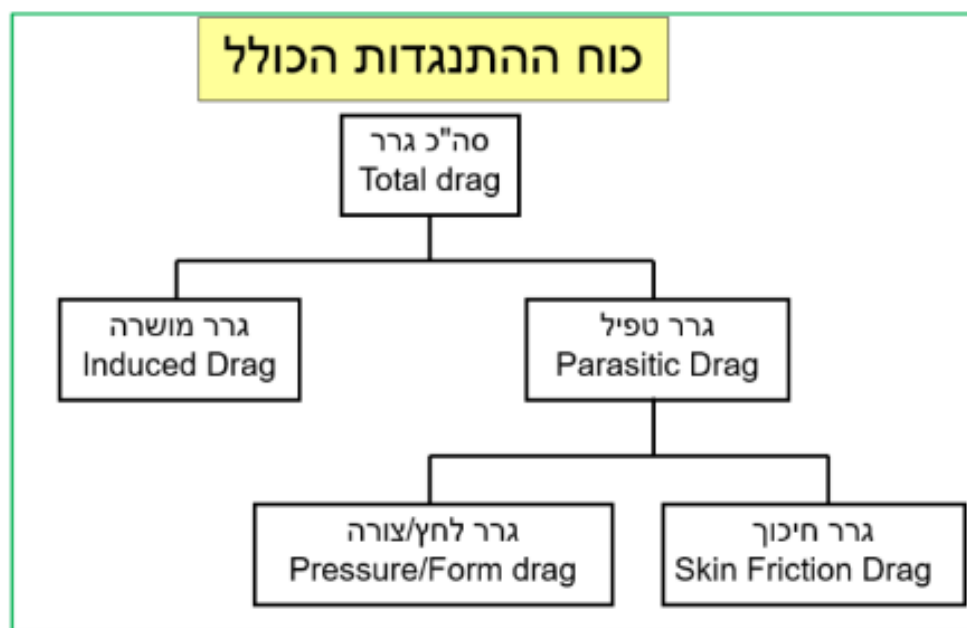
$$(7) \quad V = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot C_L}}$$

ככל שמקדם הטיסה גבוה יותר - מהירות הטיסה קטנה יותר, אבל המהירות לא יכולה לקטון עד 0, כי יש C_{Lmax} . זוהי נקראת זווית ההזדקרות, דהיינו הזווית של הפרופיל בה יש מקדם העילוי הגבוה ביותר. לכן מהירות הטיסה המינימלית כשמקדם העילוי הוא המרבי הינה:

$$(8) \quad V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}}$$

מהירות זו מכונה גם מהירות ההזדקרות (אביטל, תשפ"ג).

כוח ההתנגדות זהו כוח שנגרם כאשר גוף נמצא בתנועה ביחס לאוויר והאוויר מנסה להתנגד לתנועת הגוף. ההתנגדות נגרמת מהפרעה לזרימת האוויר ויש להתחשב בסוגי התנגדות שונים:



איור מספר 2.4: מרכיבי הגרר.

מהם מרכיבי הגרר וכוח ההתנגדות הכולל.¹⁵

1. התנגדות הצורה – נוצרת כאשר זרמי האוויר זורמים סביב הגוף, ולאחר שעברו את הגוף נוצרים מערבולות. קווי הזרימה נשברים, והמערבולות בעלות מהירות יחסית נמוכה לעומת האוויר סביבן. זה גורם לכך שהלחץ הדינמי קטן מאחורי הגוף והלחץ הדינמי לפניו גבוה, מה שיוצר כוח יניקה שמושך את הגוף אחורה. כפי שניתן לראות באיור מספר 2.4 לצורות שונות יש התנגדויות שונות בגלל שזה תלוי בזרמי האוויר שנוצרים לאחר שעברו על הגוף בגלל איך שהגוף בנוי וכמו שניתן לראות הצורה עם הכי פחות התנגדות היא צורת פרופיל הכנף כי הבינו שזו הצורה עם ההתנגדות הנמוכה ביותר (אביטל, תשפ"ג). (אביר, 1986).

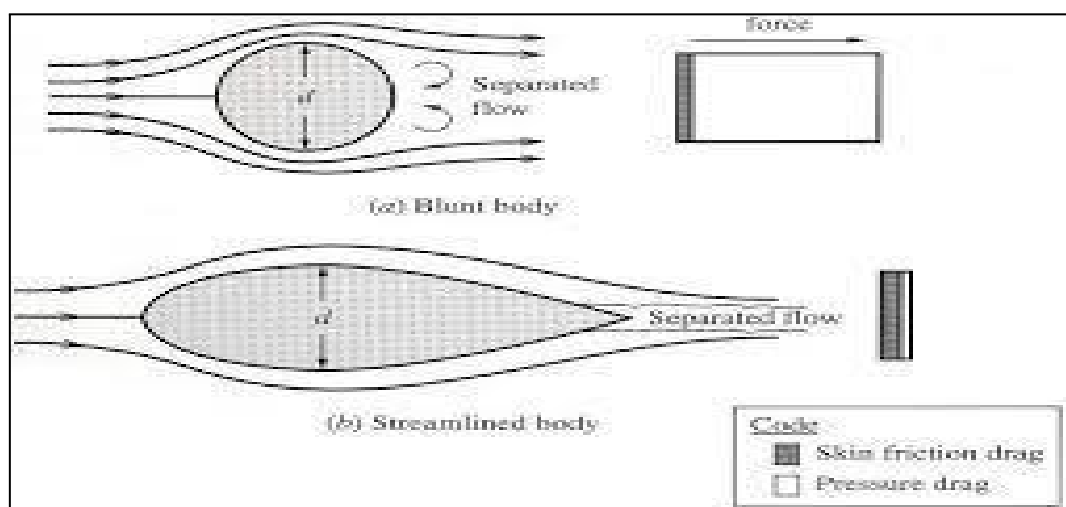
¹⁵ אביטל, תשפ"ג, עמ' 80

Shape		Drag Coefficient
Sphere		0.47
Half-sphere		0.42
Cube		1.05
Streamlined Body		0.04
Streamlined Half-body		0.09

איור מספר 2.5: השפעת הצורה על כמות הגרר.

צורות וגופים שונים שלכל אחד מהם התנגדות שונה בגלל צורתו.¹⁶

2. התנגדות חיכוך הקרום – תלויה בסוג החומר שממנו בנוי כלי הטיס. ככל שהמשטח חלק יותר, כך לאוויר קל יותר לעבור אותו.



איור מספר 2.6: זרם האוויר מסביב לגופים שונים.

בגלל שהצורה העליונה היא כדור, נוצרות מערבולות אוויר מאחור, מה שגורם לכוח יניקה המושך את הגוף אחורה. בצורה התחתונה ההתנגדות מושפעת מצורת קליפת הפרופיל, כך שכלל שפחות דברים בולטים מהפרופיל יש פחות התנגדות.¹⁷

¹⁶ אביטל, תשפ"ג, עמ' 81

¹⁷ researchgate, נדלה בתאריך 5.8.2024,

https://www.researchgate.net/figure/Friction-and-pressure-drag_fig1_299529645

משוואת כוח ההתנגדות היא :

$$(9) \quad D = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D$$

D : התנגדות האוויר.

S : שטח כנף המטוס.

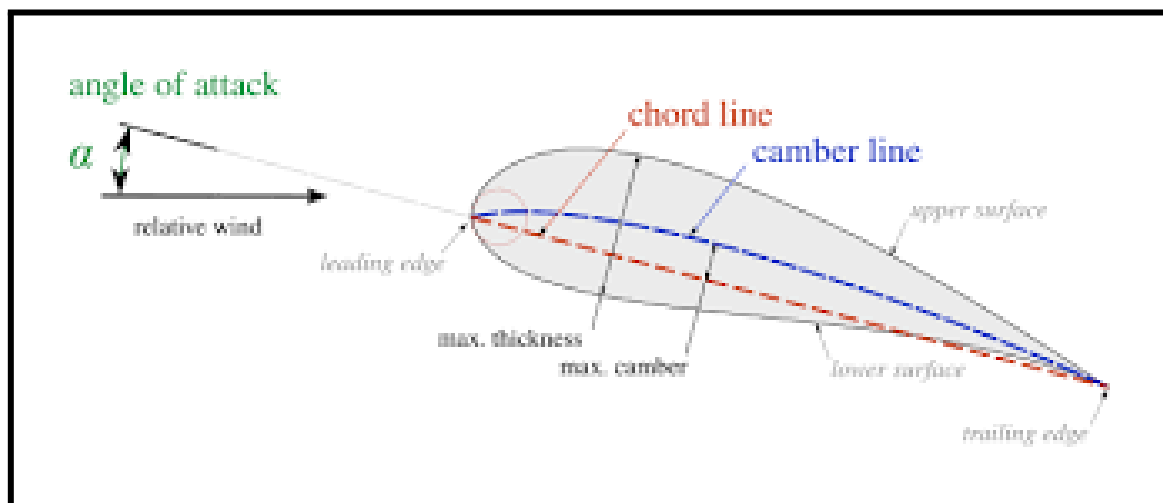
ρ : צפיפות האוויר – קטנה בגובה רב.

V : מהירות האוויר ביחס לגוף.

C_D : מקדם התנגדות האווירודינמי, שהוא נתון מניסויים במנהרת רוח (אביטל, תשפ"ג; אביר, 1986).

2.2. מאפייני הפרופיל וצורת הכנף

כנף הכטב"ם היא רכיב קריטי המעניק לגוף כלי הטיס כוח עילוי ומאפשר לו להמריא ולטוס. הכוח הזה נובע מצורת הכנף, המכונה פרופיל הכנף. פרופיל הכנף הוא חתך של צורת הכנף, והוא קובע את מבנה הכנף ואת תכונותיה. קיימים פרופילים רבים ושונים, כאשר לכל אחד צורה ייחודית המשפיעה על תכונות הכנף. כדי להבין את השפעת הפרופיל, יש להכיר את המבנה והרכיבים המרכזיים שלו (אביטל, תשפ"ג; אביר, 1986):



איור מספר 2.7 : חתך הפרופיל ומרכיביו השונים.¹⁸

משטח עליון : נתון למהירות גדולה וללחץ נמוך ונקרא גם עקימון עליון.

משטח תחתון : נתון למהירות קטנה וללחץ גדול ונקרא גם עקימון תחתון. בגלל הפרש הלחצים בין העקימון העליון לתחתון, כוח העילוי פועל.

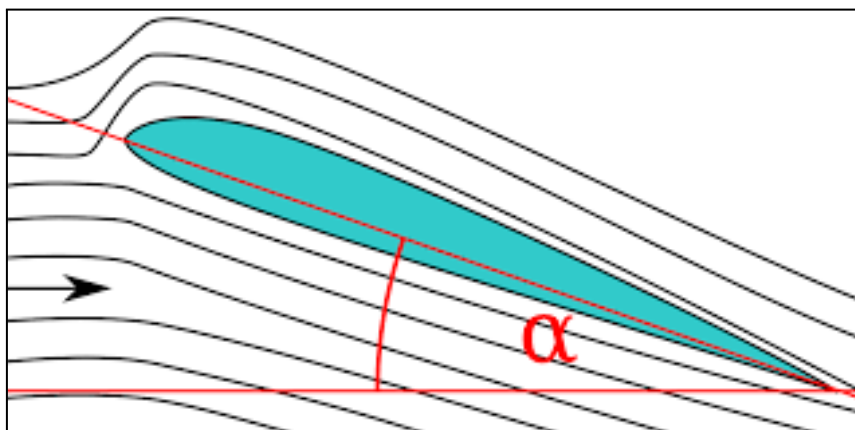
¹⁸ ויקיפדיה, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Wing_profile_nomenclature.svg

שפת ההתקפה: הנקודה הכי קדמית בפרופיל שבה העקמומיות מקסימלית.

שפת הזרימה: הנקודה הכי אחורית בפרופיל שבה העקמומיות מינימלית.

מיתר אווירודינמי: כאשר דנים בפרופיל הכנף, משתמשים בקו ייחוס שמסייע לקבוע את מצב הגוף ביחס לזרם האוויר ולבטא מידות שונות בפרופיל. קו זה נקרא מיתר, והוא מוגדר כקו המחבר בין שפת ההתקפה (הקצה הקדמי של הפרופיל) לשפת הזרימה (הקצה האחורי של הפרופיל). אורך המיתר מסומן לרוב באות C.

זווית ההתקפה: זווית זו נמצאת בין המיתר לכיוון זרימת האוויר. זוהי זווית חשובה מאוד, שכן היא מגדירה את מצב הגוף ביחס לזרימת האוויר, וכל שינוי קטן בזווית זו משפיע באופן משמעותי על תכונות הפרופיל. זווית זו מסומנת לרוב באות α . כיוון זרימת האוויר מתאר את תנועת חלקיקי האוויר ללא הפרעה, כפי שהיו נעים לפני המפגש עם גוף הכטב"ם. לאחר המפגש, כיוון זה משתנה בהתאם למבנה הגוף.



איור מספר 2.8 : זווית ההתקפה.¹⁹

קו העקימון: קו שהולך משפת ההתקפה לשפת הזרימה ונמצא במרחק שווה בין שני משטחי הפרופיל לאורך כל הפרופיל. צורתו תלויה בהתפלגות העובי לאורך המיתר.

עובי הפרופיל: המרחק בין העקימון העליון לעקימון התחתון. מסומן באות T. נהוג לנרמל את עובי הפרופיל באורך המיתר.

קו אפס העילוי: זהו הקו שבו, אם הכנף תהיה מקבילה אליו, לא יפעל כוח העילוי על פרופיל הכנף.

המרכז האווירודינמי: המרחק משפת ההתקפה עד לנקודה על המיתר שבה המומנט לא תלוי במקדם העילוי או בזווית ההתקפה.

¹⁹ ויקיפדיה, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Angle_of_attack.svg

מרכז הלחץ: המרחק משפת ההתקפה עד לנקודה במיתר שבה המומנט מתאפס.

נשוב אל כוח העילוי וכוח ההתנגדות. כמו שאמרנו, עקב פילוג הלחץ על פני הכנף ועצם זרימת האוויר, נוצר כוח שקול. את הכוח השקול הפרדנו לשני רכיבים: כוח העילוי וכוח הגרר. כדי לחשב אותם, יש צורך במקדם, משום שידוע לנו על קשר ליניארי בין זווית ההתקפה לבין כוח העילוי וכוח הגרר. לכן, המקדם יהיה (אביטל, תשפ"ג):

$$(10) \quad C_{XYZ} = \frac{F_{XYZ}}{0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}$$

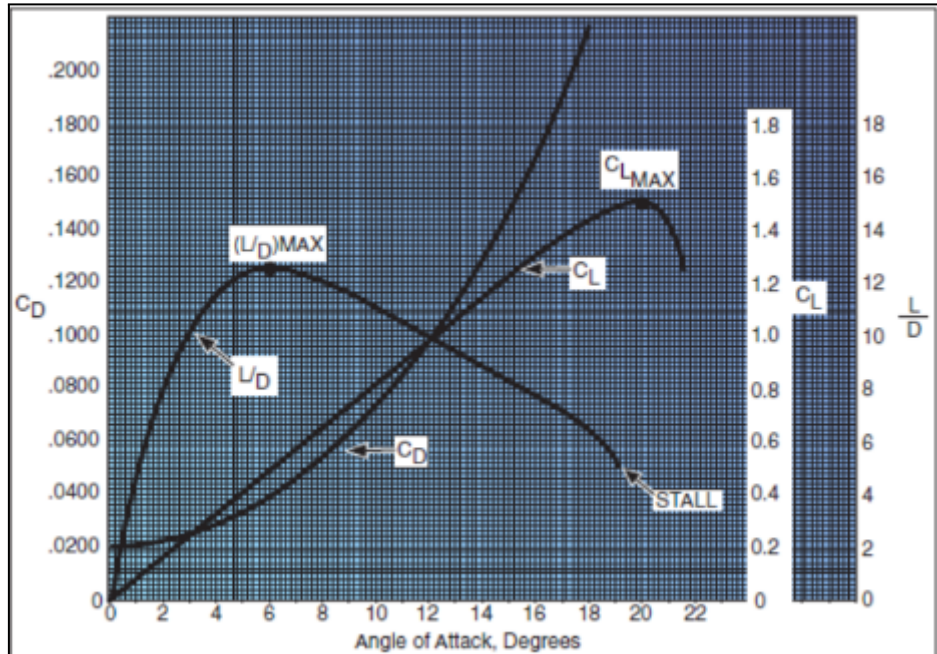
ומכאן שמקדם העילוי יהיה:

$$(11) \quad C_L = \frac{L}{0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}$$

ומקדם ההתנגדות יהיה:

$$(12) \quad C_D = \frac{D}{0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}$$

כעת שאנו יודעים כיצד למדוד את המקדמים, אילו עמדה לרשותנו מנהרת רוח היינו יכולים לבדוק באילו ערכים הם מתקבלים ואז היינו מציגים אותם בגרפים.



איור מספר 2.9: עקומות עילוי-גרר והיחס ביניהן עבור פרופיל סימטרי.²⁰

²⁰ אביטל, תשפ"ג, עמ' 85

באיור 2.9 למעלה ניתן לראות שלושה קווים וציר X , שהוא זווית ההתקפה α . קו אחד מסמל את קו העילוי, וזהו הקו הישר שמתחיל בראשית הצירים. קו זה ממשיך עד ל $20^\circ \approx \alpha$, ושם הקו מתחיל להתכופף כלפי מטה. זווית זו נקראת זווית ההזדקרות, וכפי שניתן לראות בזווית ההזדקרות $C_{LMAX} \approx 1.5C$. העקומה השנייה, שבצורת פרבולה, היא פולרת הגרר, שחותכת את ציר Y ב- $C_D = 0.02$. הנקודה נמצאת מול נקודת העילוי, שערכה 0. לכן, נקודת החיתוך של מקדם הגרר עם ציר Y נקראת C_{D0} . פולרת הגרר היא הקישור בין עקומת ההתנגדות ועקומת העילוי (אביטל, תשפ"ג), כך ש:

$$(13) \quad C_D = C_D(C_L)$$

כאשר פרופיל הכנף סימטרי אז הפולרה היא פולרה ריבועית וצורתה:

$$(14) \quad C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2$$

כאשר:

$$(15) \quad K = \frac{1}{\pi \cdot R \cdot e}$$

זהו גם הגרר המושרה, כאשר:

R מנת מימדים

e מספר המאפיין את הכנף ופילוג העילוי לרוחבה

הפרמטר e זה קבוע אוסוואלד והוא מתאר באופן אנליטי למחצה את פילוג העילוי על הכנף (אביטל, תשפ"ג).

העקומה השלישית היא כאשר מחלקים את משוואת העילוי במשוואת הגרר, אז מתקבל היחס:

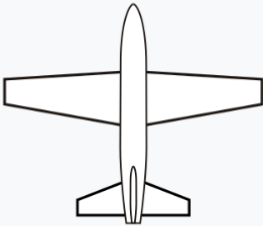
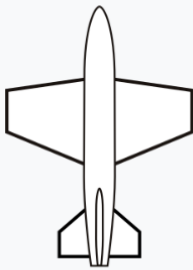
$$(16) \quad \frac{C_L}{C_D} = \frac{\frac{L}{0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}}{\frac{D}{0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}} = \frac{L}{D}$$

היחס הזה נקרא יעילות אווירודינמית וערכו המרבי מתקבל כאשר זווית ההתקפה קטנה מזווית ההזדקרות (אביטל, תשפ"ג).

נחזור למנת ממדים:

$$(17) \quad AR = \frac{b^2}{S}$$

כש- b זה אורך הכנף ו- S זה שטח הכנף, או היחס בין הכנף למיתר הממוצע הוא גם זה שיקבע את מקדם העילוי ומקדם הגרר. זה חשוב כי ככל שמנת הממדים גדלה, אז K יקטן, אבל גם הביצועים במהירות גבוהה יורדים. הכנף נתונה לעומס יותר גדול ולכן היא יכולה אפילו להתפרק (אביטל, תשפ"ג).

מנת ממדים גבוהה	מנת ממדים בינונית	מנת ממדים קטנה
		
מאפיינים	מאפיינים	מאפיינים
כנף בעלת מנת ממדים גבוהה מקטינה את עוצמתן של מערבולות קצה כנף וכתוצאה מכך היא בעלת גרר נמוך במיוחד. הכנף מאפשרת ביצועים מיטביים במהירות נמוכה ומאפיינים כלי טיס שטסים גבוה ולאט או דאונים הטסים על זרמי האוויר בלבד ללא כוח מנוע. עם זאת מקנה קצב גלגול צנוע יחסית לשאר צורות הכנפיים ובעלת ביצועים ירודים במהירות גבוהה.	עם מנת ממדים בינונית, ביצועי הכנף מגשרים בין ביצועי כנפיים עם יחס נמוך ובין כנפיים בעלי יחס גבוה.	מנת ממדים קטנה מאפשרת גרר מזערי וביצועי טיפוס ותאוצה מיטביים במהירויות גבוהות וכן מאפשר קצב גלגול גבוה מאוד. אך עם זאת, יוצר עומס כנף גבוה ועל כן ביצועי פנייה ומהירות נמוכה ירודים.

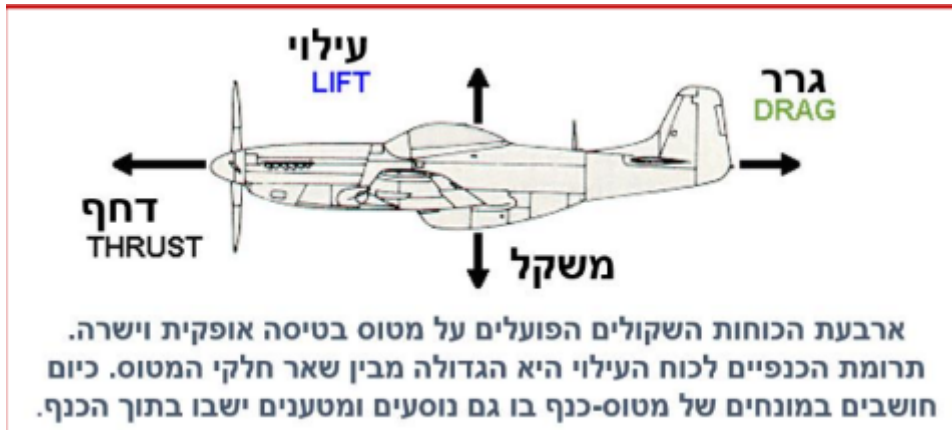
איור מספר 2.10: מנת ממדים.

מנות המימדים השונות וההשפעה על ביצועי המטוס.²¹

²¹ ויקיפדיה, https://he.wikipedia.org/w/index.php?title=%D7%AA%D7%A6%D7%95%D7%A8%D7%AA_%D7%9B%D7%A0%D7%A3

3. מצבי טיסה

3.1. טיסה אופקית וישרה



איור מספר 3.1 : הכוחות הפועלים על מטוס בטיסה אופקית וישרה.²²

טיסה אופקית וישרה זו טיסה שמקבילה לקרקע, במהירות קבועה ובגובה טיסה קבוע. מניתוח טיסה אופקית וישרה ניתן למצוא את ביצועי המטוס, כגון: טיסה לטווח מרבי, טיסה לזמן שהייה מרבי, שיעור הנסיקה, תקרת הטייס ושיעור הפנייה.

כעת נפרט את משוואות התנועה בטיסה אופקית וישרה (אביטל, תשפ"ג):

הדחף שמנוע הכטב"ם צריך לספק כדי להתגבר על הגרר:

$$(18) \quad T_A = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D$$

מהו מקדם העילוי בהתאמה למשקל המטוס:

$$(19) \quad W = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

מקדם הגרר בצורה הכללית:

$$(20) \quad C_D = C_D(C_L) = C_{D0} + K \cdot C_L^2$$

כדי למצוא מהו הדחף הנדרש לכטב"ם, נצטרך לשלב שתיים מהמשוואות הנ"ל:

$$(21) \quad T_A = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D$$

$$(22) \quad C_D = C_D(C_L) = C_{D0} + K \cdot C_L^2$$

²² אביטל, תשפ"ג, עמ' 87

משילוב שתי משוואות אלו תצא לנו משוואת הדחף :

$$(23) \quad T_A = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot (C_{D0} + K \cdot C_L^2)$$

עכשיו יש צורך גם להכליל את המשקל של המטוס :

$$(24) \quad W = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L$$

נבודד את C_L , כך שנוכל להציב אותו במשוואת הדחף :

$$(25) \quad C_L = \frac{2W}{\rho \cdot S \cdot V^2}$$

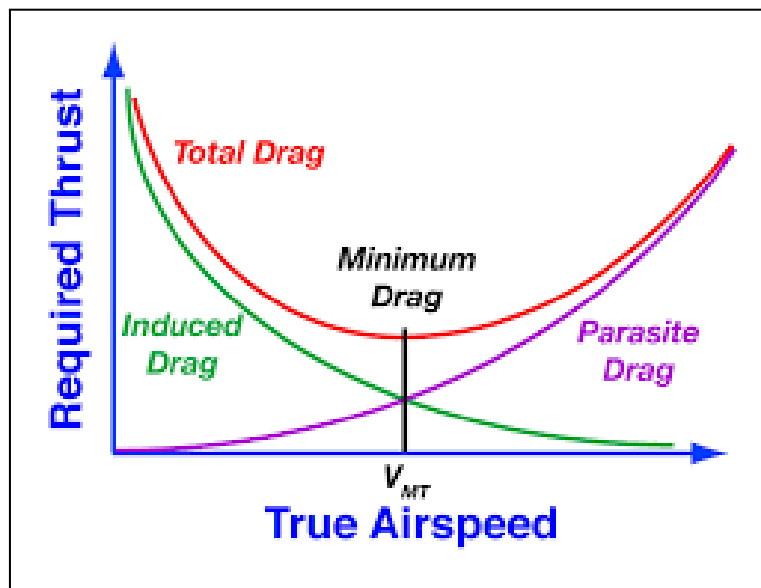
וכך המשקל יהיה גם הוא במשוואת הדחף :

$$(26) \quad T_R = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot (C_{D0} + K \cdot (\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot V^2})^2)$$

$$(27) \quad T_R = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{D0} + \frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho \cdot S \cdot V^2}$$

וזה תהיה המשוואה שתיתן לנו את סך הדחף הנדרש לטיסה אופקית וישרה (אביטל, תשפ"ג).

ניתן לראות גם שהחלק הראשון של המשוואה מראה את תרומת הדחף כתלות במהירות בריבוע, והחלק השני מראה את תרומת הדחף ביחס הפוך למהירות בריבוע. לכן מתקבלת עקומת דחף עם נקודת מינימום (אביטל, תשפ"ג).



איור מספר 3.2: גרף דחף דרוש ודחף מצוי

ניתן לראות את הקו הירוק שהוא המושרה, שיורד ככל שהמהירות עולה - בעוד שהקו הסגול מראה את ההתנגדות הטפילית, שגדלה ככל שמגדילים מהירות. אם נחבר אותם יצא הקו האדום, שזהו הדחף הדרוש למהירות מסוימת.²³

²³ אביטל, תשפ"ג, עמ' 88

המקדם K מתייחס להתנגדות המושרית, וערכו המספרי שווה ל $\frac{1}{\pi \cdot R \cdot e}$ כאשר R הוא מנת הממדים של הכנף:

$$(28) \quad R = \frac{b^2}{s} = \frac{b}{c}$$

הפרמטר e נקרא מקדם יעילות הכנף, וערכו שווה ל-0.7–0.95. מנת הממדים $\frac{b}{c}$ מתאימה מאוד לכנף מלבנית, ולכן ככל שמנת הממדים ויעילות הכנף יגדלו, כך K יקטן, ויגרום לכך שמקדם ההתנגדות המושרה יקטן גם הוא.

בגרף (איור 3.2) ניתן לראות נקודת מינימום שמראה מהי מהירות הטיסה המינימלית במצב צריכת דחף מינימלית. כדי למצוא את הערך של נקודה זו, יש צורך לגזור את המשוואה הבאה, משוואת הדחף הנדרש הכולל:

$$(29) \quad T_R = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{D0} + \frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho \cdot S \cdot V^2}$$

נגזור את המשוואה לפי V ונשווה ל-0, כדי שנמצא את המהירות בה הדחף הנדרש מינימלי:

$$(30) \quad \frac{\Delta T_R}{\Delta V} = \rho \cdot S \cdot C_{D0} \cdot V - \frac{4 \cdot K \cdot W^2}{\rho \cdot S \cdot V^3} = 0$$

$$(31) \quad \rho \cdot S \cdot C_{D0} \cdot V = \frac{4 \cdot K \cdot W^2}{\rho \cdot S \cdot V^3}$$

נעביר אגף את V :

$$(32) \quad V^4 = \frac{4 \cdot K \cdot W^2}{\rho^2 \cdot S^2 \cdot C_{D0}}$$

נבודד את V על ידי שורש:

$$(33) \quad V_{MT} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{W}{S} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}}$$

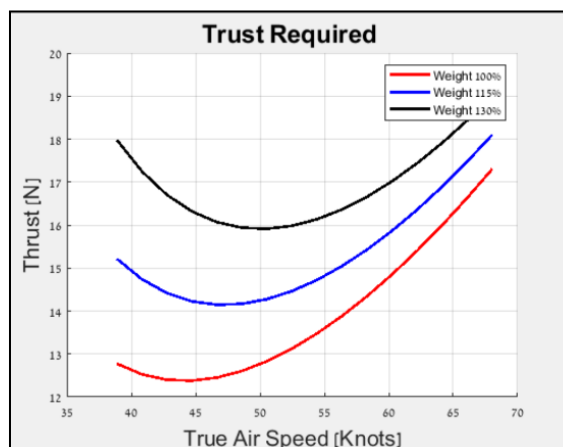
זוהי משוואת המהירות המינימלית במצב של דחף מינימלי.

נשים לב להשפעות בין כמה משתנים במשוואה:

ככל שהמשקל יגדל, הדחף המינימלי יגדל. כתוצאה מכך עומס הכנף $\frac{W}{S}$ יגדל, וכך תגדל גם מהירות המינימום של הדחף.

כשעולים בגובה טיסה, הדבר משפיע על הדחף המינימלי הנדרש משום ש- ρ משתנה עם הגובה וממילא תהיה השפעה גם על המהירות. כעת נפרט על השפעות אלה:

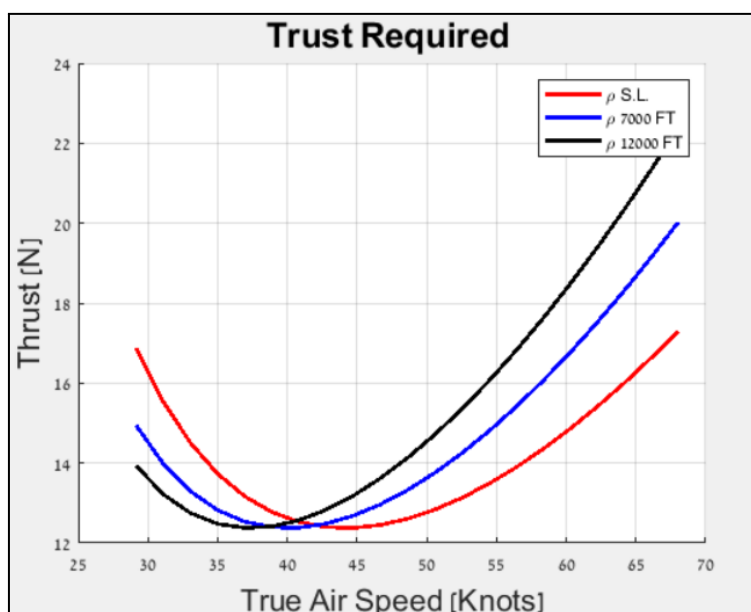
השפעת המשקל על הדחף הנדרש: ניתן לראות בגרף (איור 3.3) שככל שמשקל המטוס עולה, כך גם הדחף הנדרש יגדל. עם זאת, הפער בדחף בין המשקלים מצטמצם ככל שהמהירות גדלה (אביטל, תשפ"ג).



איור מספר 3.3: גרף דחף לפי משקל

ניתן לראות שככל שהמטוס כבד יותר - יש צורך ביותר דחף, אבל הפער מצטמצם ככל שהמהירות גדלה.²⁴

השפעת גובה הטיסה על הדחף הנדרש: ניתן לראות מהתוצאות של חישוב הדחף הנדרש, כי עבור גבהי טיסה שונים, המהירות בנקודת מינימום הדחף גדלה עם העלייה בגובה הטיסה. בנוסף, ניתן לראות שהדחף המינימלי הנדרש לא משתנה עם הגובה. הסיבה לכך היא שכאשר הטיסה מתבצעת בגובה רב יותר, צפיפות האוויר יורדת, מה שמוביל לעלייה במהירות המינימלית הנדרשת כדי לשמור על אותו דחף מינימלי. עם זאת, הדחף עצמו לא משתנה, מכיוון שהמקדם המינימלי של כוחות העילוי והגרר נשאר יציב יחסית עבור טיסה יציבה (אביטל, תשפ"ג).



איור מספר 3.4: גרף דחף לפי גובה הטיסה.

הגרף מראה את השפעת גובה הטיסה על כמות הדחף שהכטב"ם צריך.

ניתן לראות שככל שהכטב"ם בגובה רב יותר יש צורך ביותר דחף.²⁵

²⁴ אביטל, תשפ"ג, עמ' 90
²⁵ אביטל, תשפ"ג, עמ' 91

מאחר ומצאנו את V מינימום, נציב אותו בנוסחה של הדחף כדי לראות כיצד המהירות המינימלית משפיעה על הדחף:

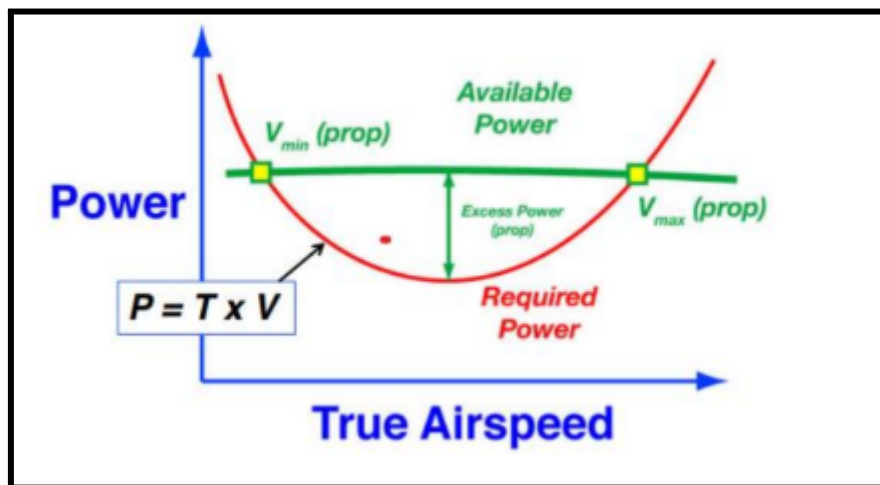
$$(34) \quad T_R = 2 \cdot W \cdot \sqrt{K \cdot C_{D0}}$$

מכאן ניתן לראות, שעל אף שינויים בגובה הטיסה - הדחף המינימלי תלוי אך ורק בתכונות האווירודינמיות שלו.

הספק:

אחרי שפיתחנו את משוואות התנועה של טיסה אופקית וישרה, ננתח אותן ביחס להספק. הספק זהו קצב שבו מנוע מבצע עבודה כדי להתגבר על הגרר. על מנת לפתור את משוואות הכוחות כמו שעשינו מקודם, ניתן להציג פתרון גרפי שמופיע למטה. תחילת הפתרון מחייב ידיעה של ההספק כתלות ברמת הטעינה של הסוללה הפעילה, כלומר מקור האנרגיה ומהו ההספק המצוי שהוא יספק, וכן ידיעה של פולרת ההתנגדות ומשוואת העילוי.

בהנחה שגובה הטיסה ושטח הכנף לייחוס ידועים, נוכל לבחור מהירות ראשונה - למשל מהירות ההזדקרות, וזה ייתן לנו את האפשרות לחשב את ההספק הדרוש.



איור מספר 3.5: גרף הספק מצוי והספק נדרש לפי מהירות.²⁶

עכשיו ננתח את הגרף שמופיע למעלה:

- הציר האופקי הוא ציר מהירות האוויר האמתית.
- הציר האנכי הוא ציר ההספק.
- הקו הירוק מסמל את ההספק המצוי.
- הקו האדום הוא קו ההספק הנדרש לטיסה אופקית וישרה עבור מהירות וגובה נתונים.

²⁶ אביטל, תשפ"ג, עמ' 92

כפי שניתן לראות, לגרף יש נקודת מינימום שמראה מהו ההספק הדרוש המינימלי. ניתן לחשב מהי נקודת המינימום על-ידי גזירת הפונקציה והשוואה ל-0.

זוהי משוואת ההספק:

$$(35) \quad P_R = 0.5 \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_D = 0.5 \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot (C_{D0} + K \cdot C_L^2)$$

אף שהמשקל לא מופיע במשוואה במפורש, הוא משפיע על ההספק, שכן:

$$(36) \quad C_L = \frac{2W}{\rho \cdot S \cdot V^2}$$

ולכן המשוואה עם המשקל תהיה:

$$(37) \quad P_R = 0.5 \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot (C_{D0} + \frac{4 \cdot K \cdot W^2}{\rho^2 \cdot S^2} \cdot \frac{1}{V^4})$$

$$(38) \quad P_R = 0.5 \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot C_{D0} + \frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho \cdot S} \cdot \frac{1}{V}$$

כעת נגזור את המשוואה לפי V.

לשם כך, ראשית נסמן את הקבועים:

$$(39) \quad A = 0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot C_{D0}$$

$$(40) \quad B = \frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho \cdot S}$$

$$(41) \quad P_R = V^3 \cdot A + \frac{B}{V}$$

נגזור משוואה זאת ונבודד את V:

$$(42) \quad 3 \cdot A \cdot V^2 - \frac{B}{V^2} = 0$$

$$(43) \quad 3 \cdot A \cdot V^4 = B$$

$$(44) \quad V^4 = \frac{B}{3 \cdot A}$$

$$(45) \quad V^4 = \frac{\left(\frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho \cdot S}\right)}{0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot C_{D0}}$$

$$(46) \quad V_{PRmin} = \frac{1}{\sqrt[4]{3}} \cdot \sqrt[4]{\frac{2W}{\rho \cdot S}} \cdot \sqrt[4]{\frac{K}{C_{D0}}}$$

המשוואה האחרונה היא המשוואה למציאת מהירות מינימלית על מנת לצרוך הספק מינימלי. השימוש במשוואה זו הוא כאשר יש צורך בטיסה לזמן שהייה מקסימלי. עכשיו כשאנו יודעים מהי מהירות הטיסה המינימלית בטיסה אופקית וישרה, נוכל לגלות מהם תנאי הטיסה המתאימים, כמו זווית ההתקפה, מקדם העילוי וההתנגדות הנדרשים. אם נציב את המהירות המינימלית במשוואת ההספק, נגיע למסקנה שהדרישה לזמן שהייה מרבי היא:

$$(47) \quad P_{Rmin} = P_{Rmin} \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{max}$$

$$(48) \quad P_{Rmin} \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{max} = \left[\frac{C_L^{3/2}}{C_{D0} + K \cdot C_L^2} \right]$$

נגזור את הפונקציה ונשווה ל-0 ונראה מהם המקדמים כשהכוח מינימלי:

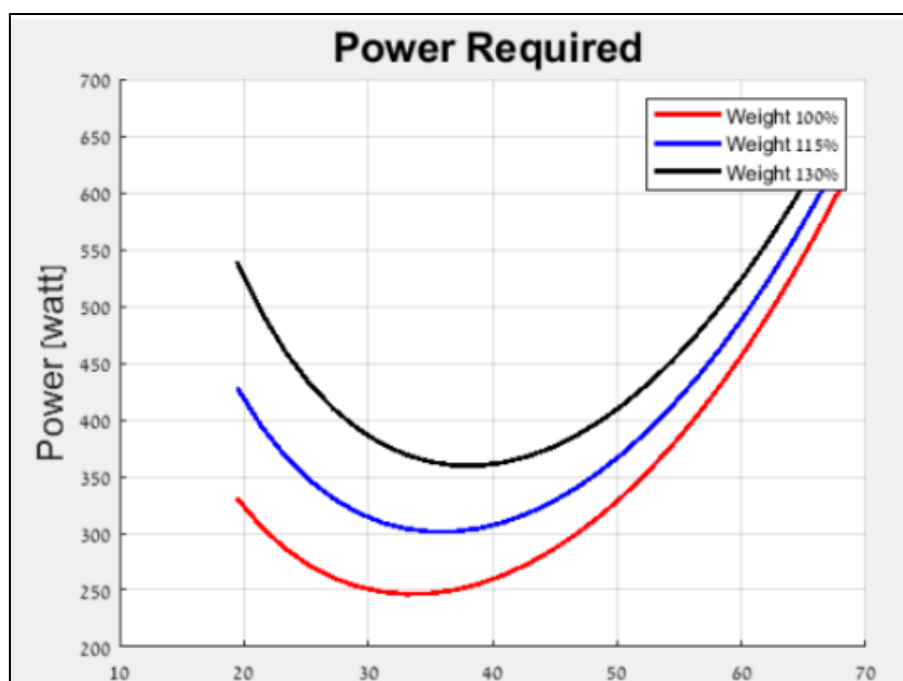
$$(49) \quad C_{L-PRmin} = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}$$

$$(50) \quad C_{D-PRmin} = 4C_{D0}$$

המסקנה מזה היא שיש צורך במקדם התנגדות נמוך ככל האפשר. לכן לכטב"ם חייבת להיות כנף חלקה, ללא חורים ובליטות, משום שההספק מושפע ממבנה הכטב"ם (אביטל, תשפ"ג).

כפי שהראינו לגבי הדחף, כך גם לעניין ההספק יש השפעה של המשקל וגובה הטיסה. נפרט:

השפעת המשקל על ההספק: המשקל משפיע על ההספק הנדרש בכך, שככל שיש יותר משקל - כך יש צורך ביותר הספק. אך כמו הדחף הנדרש, הפער בין ההספקים מצטמצם עם העלייה במשקל הכטב"ם.



איור מספר 3.6: גרף שמראה את ההספק הדרוש לפי משקל הכטב"ם.²⁷

השפעת גובה הטיסה על ההספק: הגובה משפיע על ההספק הנדרש, בכך שכלל שעולים בגובה - הצפיפות יורדת, כתוצאה מכך יש צורך להגביר מהירות וממילא יש צורך בהספק גבוה יותר. הפער בין ההספקים הנדרשים גדל ככל שהמהירות גדלה (אביטל, תשפ"ג).



איור מספר 3.7: גרף שמראה את ההספק הדרוש לפי גובה הטיסה.²⁸

²⁷ אביטל, תשפ"ג, עמ' 94
²⁸ אביטל, תשפ"ג, עמ' 95

טיסה לטווח מקסימלי

כעת נפתח משוואות כדי למצוא את הטווח המקסימלי של כטב"ם בטיסה אופקית וישרה (אביטל, תשפ"ג):

ידוע לנו שככל שהכטב"ם נמצא באוויר - משקלו יורד, עקב צריכת דלק. לכן במשוואות הבאות נצטרך להתחשב בזה:

$$(51) \quad \frac{\Delta W}{\Delta T} = - \frac{\Delta m}{\Delta T} = \dot{m}$$

כאשר ΔW שווה למשקל הכטב"ם בנקודת הזמן שנבדקה פחות משקל הכטב"ם בהתחלה; ΔT שווה לזמן שהמשקל נבדק פחות הזמן ההתחלתי.

לצורך המשוואות הבאות, נגדיר ש C_T שווה לכמות ק"ג הדלק לשנייה ליחידת דחף בניוטון ו- C_P שווה ק"ג הדלק לשנייה ליחידת הספק בוואט:

$$(52) \quad \dot{m}_F = - C_T \cdot T \qquad \dot{m}_F = - C_P \cdot P$$

עכשיו נעסוק בשני סוגי דחף שונים עם שינוי במשוואות: סוג ראשון - דחף עבור מנוע סילון וסוג שני עבור מנוע בוכנה.

אלו משוואות מנוע סילון כדי למצוא את הטווח:

$$(53) \quad \frac{\Delta r}{\Delta m} = \frac{\Delta r / \Delta t}{\Delta m / \Delta t} = \frac{\dot{r}}{\dot{m}} = \frac{V}{(-C_T \cdot T)} = \frac{V}{C_T \cdot D} = - \left(\frac{L}{D} \right) \cdot \frac{V}{C_T \cdot m \cdot g}$$

$$(54) \quad \Delta r = - \left(\frac{L}{D} \right) \cdot \frac{V}{C_T \cdot m \cdot g} \cdot \Delta m$$

ואלו משוואות מנוע בוכנה כדי למצוא את הטווח:

$$(55) \quad \frac{\Delta r}{\Delta w} = \frac{\dot{r}}{\dot{w}} = \frac{V}{(-C_P \cdot P)} = - \frac{V}{C_P \cdot T \cdot V} = - \frac{V}{C_P \cdot D \cdot V} = - \left(\frac{L}{D} \right) \cdot \frac{1}{C_P \cdot W}$$

$$(56) \quad R = \int_0^R \Delta r = - \int_{W_i}^{W_f} \left(\frac{L}{D} \right) \cdot \left(\frac{1}{C_P} \right) \cdot \frac{\Delta W}{W}$$

סיכום תנאי הטיסה

אחרי שפיתחנו את משוואות התנועה של טיסה אופקית וישרה, נסכם את התנאים לטיסה זו. בטיסות טווח ההספק לא צריך להיות מינימלי ולכן לא אציין את ההספק הנדרש (אביטל, תשפ"ג):

1. טיסת שהייה עם מנוע מדחף ומינימום הספק נדרש:

ההספק הנדרש:

$$(57) \quad P_{min} = \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{max}$$

מקדם העילוי:

$$(58) \quad C_L = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}$$

מהירות הטיסה:

$$(59) \quad V_{MinPr} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S}} \cdot \sqrt{\frac{K}{3C_{D0}}}$$

2. טיסת טווח עם מנוע מדחף ובגובה קבוע:

טווח:

$$(60) \quad R = \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{max}$$

מקדם העילוי:

$$(61) \quad C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

מהירות הטיסה:

$$(62) \quad V_{\left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S}} \cdot \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}$$

3. טיסת שהייה מנוע סילון עם מינימום הספק נדרש

הספק :

$$(63) \quad P_{min} = \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{max}$$

מקדם העילוי :

$$(64) \quad C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

מהירות הטיסה :

$$(65) \quad V_{MinPr} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S}} \cdot \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}$$

4. טיסת טווח מנוע סילון בגובה קבוע :

טווח :

$$(66) \quad R = \left(\frac{C_L^{0.5}}{C_D} \right)_{max}$$

מקדם העילוי :

$$(67) \quad C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{3K}}$$

מהירות הטיסה :

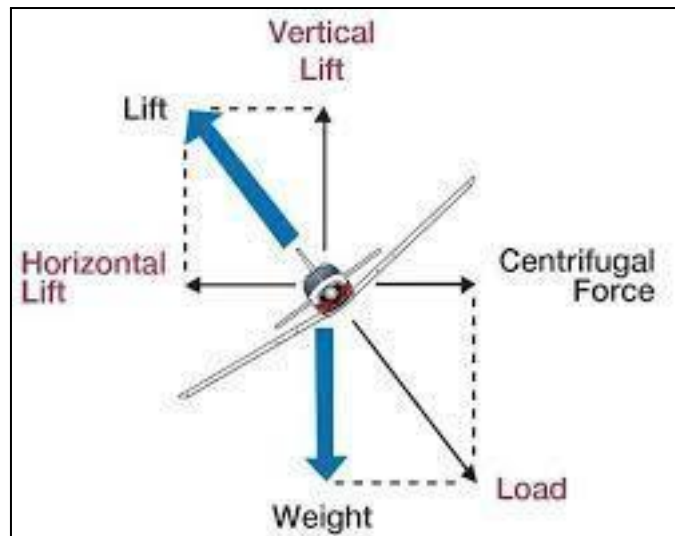
$$(68) \quad V_{\left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S}} \cdot \sqrt{\frac{3K}{C_{D0}}}$$

3.2. פנייה מתואמת

פנייה היא מצב שכיח ותכוף שקיים בכל טיסה. בהמשך למשוואות התנועה, נציין את התנאים ההכרחיים לפנייה מתואמת, כי לא כל פנייה היא פנייה מתואמת.

התנאים לפנייה מתואמת (אביטל, תשפ"ג) :

- פנייה אופקית (אין שינוי בציר y) ללא שינוי בגובה הטיסה.
- הפנייה סימטרית ($\theta = 0$).
- רדיוס הפנייה קבוע.
- הדחף פועל בכיוון וקטור המהירות.



איור מספר 3.8: הכוחות הפועלים על מטוס במהלך פנייה.

ניתן לראות שכוח המשיכה עדיין פועל כלפי מטה, אבל כוח העילוי כבר לא ניצב אליו ולכן יש צורך להגדיל את כוח העילוי כדי שהמטוס יישאר באוויר.²⁹

הכוחות שנתמקד בהם כדי לפתח קשרים לתיאור הפנייה הם כוח העילוי ומשקל הכטב"ם. מכיוון שמאזן הכוחות בניצב לכיוון המהירות שווה ל-0, תתקבל המשוואה הבאה, כאשר μ = זווית הטיית הכנף ביחס לאופק:

$$(69) \quad L \cdot \cos(\mu) - w = 0$$

ממשוואה זאת נוכל לקבל את ספרת העומס:

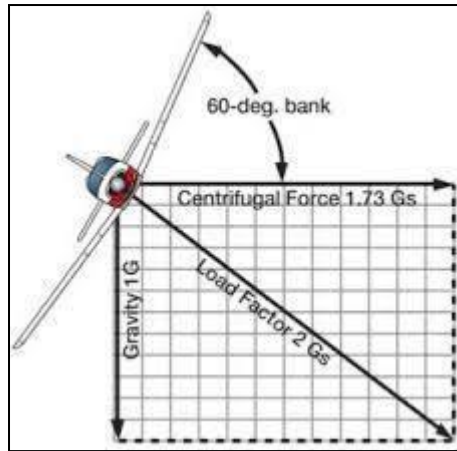
$$(70) \quad n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos(\mu)}$$

ספרת העומס גדלה ככל שזווית ההטייה של הכטב"ם גדלה.

כך למשל אם זווית ההטייה שווה 60°, ספרת העומס תהיה שווה 2 (אביטל, תשפ"ג):

$$(71) \quad \frac{1}{\cos(60)} = 2$$

²⁹ אביטל, תשפ"ג, עמ' 106



איור מספר 3.9: מטוס בפנייה.

כשוויות ההטייה שווה 60 מעלות - ספרת העומס שווה 2.³⁰

כדי לחשב את הדחף הנדרש בפנייה מתואמת, נתחיל מהמשוואה לדחף הדרוש בטיסה אופקית וישרה ונוסיף לה את התנאים לפנייה מתואמת (אביטל, תשפ"ג):

$$(72) \quad T_R = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot (C_{D0} + K \cdot (\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot V^2})^2)$$

$$(73) \quad T_R = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{D0} + \frac{2K \cdot W^2}{\rho \cdot S} \cdot \frac{1}{V^2} = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{D0} + \frac{2K}{\rho \cdot S \cdot V^2} \cdot (\frac{W}{\cos(\mu)})^2$$

$$(74) \quad T_R = D_0 + \frac{2K}{\rho \cdot S \cdot V^2} \cdot (n \cdot W)^2$$

לפי זה ניתן לראות שכאשר מבצעים פנייה, יש להוסיף דחף על הדחף הדרוש בטיסה אופקית וישרה.

מגבלות הפנייה המתואמת (אביטל, תשפ"ג):

לא ניתן לבצע פניות בזווית ודחף מסוימים.

לכן, נרשום מחדש את משוואת זווית ההטיה:

$$(75) \quad \mu = \cos^{-1} \cdot (\frac{1}{n}) = \cos^{-1} \cdot \left[W \cdot \sqrt{\frac{2K}{(T_{req} - D_0) \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}} \right]$$

ומזה יוצא ש:

³⁰ אביטל, תשפ"ג, עמ' 106

$$T_{req} < T_{max} \quad \bullet$$

$$n \leq n_{max} \quad \bullet$$

$$C_L < C_{Lmax} \quad \bullet$$

ספרת העומס נקראת גם כוח G והיא מגבילה. לרוב טייס מצליח להחזיק עד $9G$ ואילו הכטב"ם יכול להגיע עד $15G$ בזכות המבנה שלו.

שיעור הפנייה ורדיוס המעגל בפנייה מישורית

הממדים החשובים ביותר במדד ביצועי הכטב"ם הם שיעור הפנייה ורדיוס הפנייה, והם מראים גם עד כמה ביצועי הכטב"ם טובים.

- **שיעור פנייה** : כמה מעלות או רדיאנים לשנייה. זהו המדד שמסביר באיזו מהירות הכטב"ם משנה את זווית הפנייה במהלך זמן נתון.
- **רדיוס פנייה** : הרדיוס של המעגל שהכטב"ם היה יוצר אילו היה עושה מעגל, למרות שאין צורך לבצע מעגל שלם כדי לאתר את מרכז המעגל והרדיוס.

ביצועים טובים של שיעור הפנייה ורדיוס הפנייה מעידים על יכולת גבוהה של הכטב"ם לפנות בצורה חדה ומהירה, וזה חשוב במצבים טקטיים או מבצעיים (אביטל, תשפ"ג).

$$(76) \quad \xi = \frac{g \cdot \tan(\mu)}{V} = \frac{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}{V}$$

ξ = שיעור הפנייה

μ = זווית ההטייה של המישור האנכי בזמן הפנייה

n = ספרת העומס

ממשוואה זו רואים שככל שספרת העומס גדלה ניתן להגדיל את מהירות הטיסה בפנייה מתואמת (אביטל, תשפ"ג).

הביטוי לרדיוס הפנייה הינו :

$$(77) \quad R = \frac{V}{\xi} = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}$$

לפי הביטוי שקיבלנו, רדיוס הפנייה תלוי בספרת העומס ובמהירות. מהירות גבוהה וספרת עומס גדולה מגדילות את רדיוס הפנייה.

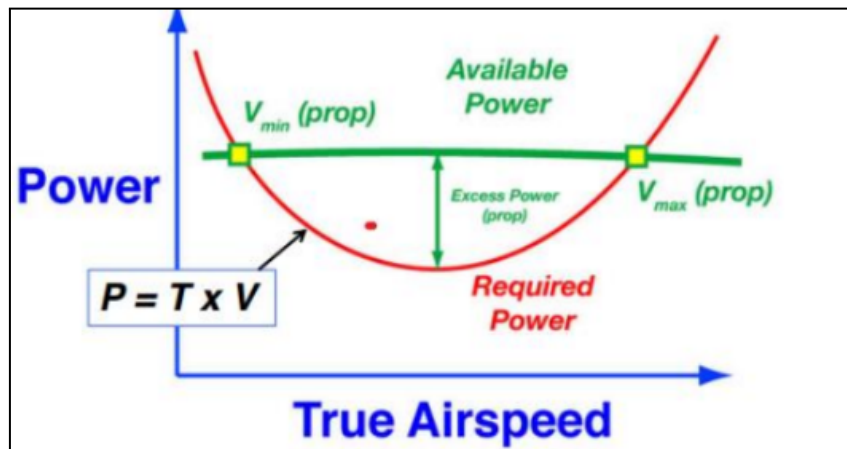
מהירות הפנייה היא המהירות שבה ספרת העומס היא הגדולה ביותר, מה שאומר שמהירות זו היא המהירות המקסימלית.

משוואת המהירות בפנייה תהיה (אביטל, תשפ"ג) :

$$(78) \quad V_{corner} = \sqrt{\frac{2n_{max} \cdot W}{C_{Lmax} \cdot \rho \cdot S}}$$

3.3. נסיקה

זהו השלב בו הכטב"ם משנה את גובה הטיסה כלפי מעלה. שלב זה מתאפשר כיוון שההספק הדרוש לטיסה אופקית וישרה קטן בהרבה מההספק המצוי, מה שאומר שהכטב"ם יכול לנצל את הפער הזה בשביל לפנות ולבצע תמרונים אחרים, הדורשים הספק רב יותר, כמו נסיקה. נקודת המינימום של גרף ההספק הדרוש היא הנקודה בה הנסיקה תהיה הגבוהה ביותר, כי הכטב"ם משתמש בכל ההספק הנתון לו ולא רק בהספק המצוי (אביטל, תשפ"ג).



איור מספר 3.10: גרף הספק נדרש לפי המהירות.³¹

משוואת γ = זווית הנסיקה :

$$(79) \quad \gamma = 0 = \frac{(L - W \cdot \cos(\gamma))}{m \cdot V}$$

$$(80) \quad L = W \cdot \cos(\gamma)$$

ממשוואת זווית הנסיקה גזרנו את כוח העילוי שנדרש בזמן הנסיקה. יש לזכור שהדחף וההספק הנדרש בשלב הנסיקה גבוהים מהדחף וההספק בטיסה אופקית וישרה. לפיכך, כדי למצוא את זווית הנסיקה, נשתמש במשוואה הבאה המתארת מהירות שאינה משתנה, וכך נחלץ את זווית הנסיקה :

$$(81) \quad V = 0 = \frac{(T - D - W \cdot \sin(\gamma))}{m}$$

$$(82) \quad \sin(\gamma) = \frac{(T - D)}{W}$$

$$(83) \quad \gamma = \sin^{-1} \cdot \frac{(T - D)}{W}$$

³¹ אביטל, תשפ"ג, עמ' 115

מכאן ניתן לראות בבירור שזווית הנסיקה תלויה בעודף הדחף וההספק שיש לכטב"ם. לכן, כדי לבצע תמרונים הכרחיים בטיסה, כמו נסיקה, יש צורך במנוע חזק (אביטל, תשפ"ג).

המשוואה הבאה מראה כיצד שיעור הנסיקה מוגדר ואת חשיבותו :

$$(84) \quad \dot{h} = V \cdot \sin(\gamma) = V \cdot \frac{(T-D)}{W} = \frac{(P_{thrust} - P_{drag})}{W}$$

ביטויים אלה מראים את עודף הכוח הסגולי ומדגישים את הצורך שמשקל הכטב"ם יהיה נמוך ככל האפשר.

מפיתוח אנליטי של המשוואה הזאת ומשוואות של דחף, הספק עודף, עומס כנף וגובה הטיסה ההתחלתי לנסיקה, ניתן לקשר ביניהם ולמצוא את מהירות הטיסה עבור שיעור הנסיקה המרבי. זהו גם קודקוד הפרבולה, שמראה לנו מהו ההספק הדרוש המינימלי, שכבר ציינו כי שם יהיה שיעור הנסיקה הגבוה ביותר (אביטל, תשפ"ג).

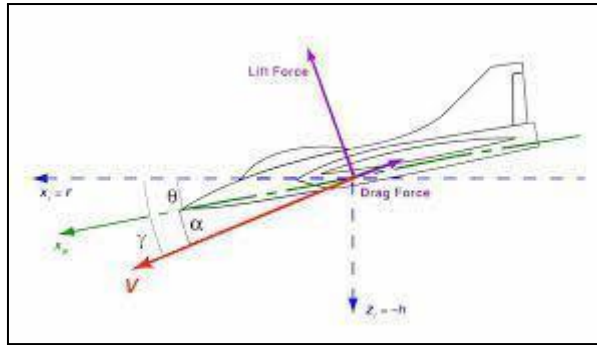
משוואת מהירות הטיסה בזמן הנסיקה :

$$(85) \quad V^4 = \left(\frac{4}{3}\right) \cdot \frac{\varepsilon \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^2}{C_{D0} \cdot \rho^2}$$

$$(86) \quad V = \sqrt{2 \cdot \frac{\left(\frac{W}{S}\right)}{\rho}} \cdot \sqrt{\frac{\varepsilon}{3C_{D0}}}$$

3.4. גלישה וצלילה

את שני מצבי טיסה אלה נהוג להסביר ביחד, כי שניהם בעצם טיסה משופעת כלפי מטה. ההבדל ביניהם הוא שצלילה מתרחשת כשהמנוע פועל ומוסיף כוח, נוסף על כוח הכבידה, כלפי מטה ואילו גלישה היא מצב שבו הכטב"ם יורד בגובה בעזרת כוח הכבידה בלבד. לכן, במשוואות של גלישה ייעלם המרכיב של הדחף.



איור מספר 3.11: מטוס במהלך גלישה וצלילה.³²

כפי שניתן לראות באיור 3.11, המטוס מבצע גלישה/צלילה. L הוא כוח העילוי וניצב לווקטור המהירות, D הוא כוח ההתנגדות הניצב לכוח העילוי אך הפוך בכיוונו לעומת המהירות. γ היא זווית הגלישה ו- α היא זווית ההתקפה.

משוואות הכוחות שאנו יכולים להוציא מהאיור הן:

$$(87) \quad W \cdot \sin(\gamma) - D = W \cdot \sin(\gamma) - 0.5 \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D$$

$$(88) \quad L - W \cdot \cos(\gamma) = 0.5 \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L - W \cdot \cos(\gamma)$$

לצורך השלבים הבאים, נביא את סיכום המשוואות של נסיקה, גלישה וצלילה (אביטל, תשפ"ג):

$$(89) \quad C_D \cdot 0.5 \rho \cdot V^2 \cdot S = -W \cdot \sin(\gamma)$$

$$(90) \quad C_L \cdot 0.5 \rho \cdot V^2 \cdot S = W \cdot \cos(\gamma)$$

$$(91) \quad h = V \cdot \sin(\gamma)$$

$$(92) \quad \dot{r} = V \cdot \cos(\gamma)$$

כדי למצוא את זווית הגלישה, נחלק את המשוואה הראשונה בשנייה. כך יוצא שהלחץ הדינמי $(0.5 \rho \cdot V^2)$, משקל הכטב"ם ושטח הכנפיים מצטמצמים בחלוקה. לכן, נותרנו עם המשוואה:

$$(93) \quad \tan(\gamma) = - \left(\frac{D}{L} \right) = - \frac{C_D}{C_L} = \frac{h}{\dot{r}} = \frac{\Delta h}{\Delta r}$$

$$(94) \quad \left(\frac{D}{L} \right) = - \cot^{-1} \left(\frac{L}{D} \right) \gamma = - \tan^{-1}$$

כלומר, גודל הזווית γ תלוי באיכות הבנייה האווירודינמית של הכטב"ם. כדי להשיג טווח מרבי ללא הפעלת המנוע, יש לשאוף לזווית מינימלית (אביטל, תשפ"ג).

³² אביטל, תשפ"ג, עמ' 118

מכאן מתקבל שזווית הגלישה היא :

$$(95) \quad \gamma = \tan^{-1}\left(\frac{C_D}{C_L}\right)$$

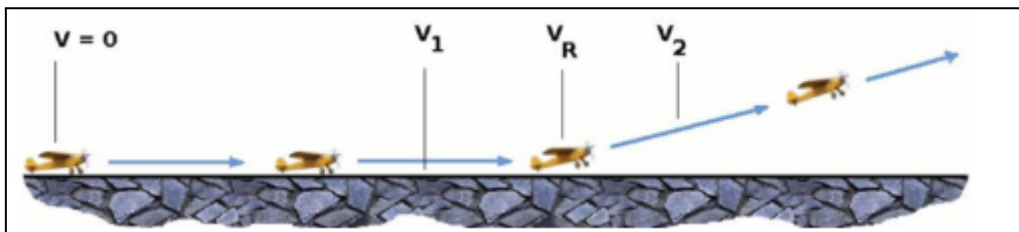
משוואה זו מוכיחה עד כמה יש צורך שהכטב"ם יהיה עם כמה שפחות כוח התנגדות, או נכון יותר, שהיעילות האווירודינמית תהיה מקסימלית.

זו היא מהירות הכטב"ם בגלישה :

$$(96) \quad V_{glide} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot \sqrt{C_D^2 + C_L^2}}}$$

חשוב לזכור ש-W נשאר קבוע, בעוד ρ הולך וגדל עם הירידה בגובה. C_L קטן עם הירידה בגובה ואילו C_D גדל עם הירידה בגובה. לכן, כדי לשמור על מהירות קבועה, צריך להקטין את זווית ההתקפה ככל שיורדים בגובה (אביטל, תשפ"ג).

3.5. המראה



איור מספר 3.12: שלבי ההמראה.³³

נתאר את תהליך ההמראה (איור 3.12): המטוס נמצא בעצירה מוחלטת ($V = 0$) בקצה המסלול. לאחר מכן, הוא מתחיל את ריצת ההמראה כך שמהירותו גדלה. אם הטייס צריך לבצע עצירה, הוא יכול לבצע אותה עד למהירות V_1 . אם עבר מהירות זו, הוא לא יוכל לבצע עצירה כי לא ייוותר מספיק מקום על מסלול הטיסה לביצוע עצירה. אם עבר את V_1 , המטוס ימשיך לצבור מהירות, ולכן כוח העילוי יגדל גם הוא כי מהירות החלקיקים גבוהה יותר מעל הכנף. בשלב מסוים זה יאפשר למטוס להתנתק מהקרקע. V_R הוא כי מהירות החלקיקים גבוהה יותר מעל הכנף. בשלב מסוים זה יאפשר למטוס להתנתק מהקרקע. V_R (V-ROTATE) זו המהירות שבה המטוס מתחיל לנסוק בזווית מתוכננת מראש. זוהי המהירות המינימלית לנסיקה בטוחה, מטעמי בטיחות שנקבעו מראש (אביטל, תשפ"ג).

כאשר מתקיימות המשוואות הבאות :

³³ אביטל, תשפ"ג, עמ' 139

$$(97) \quad V_R = 1.2 \cdot V_{stall}$$

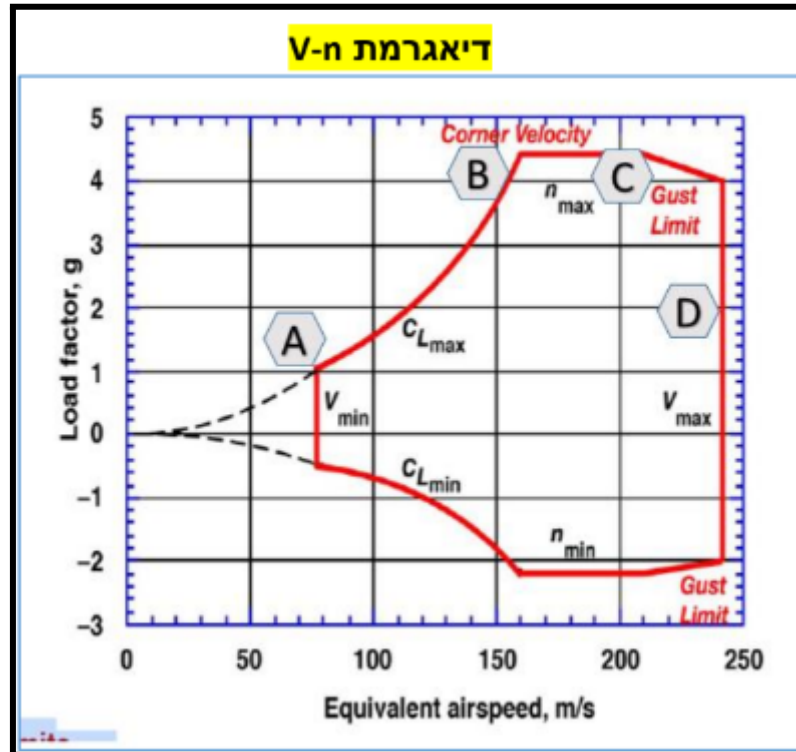
$$(98) \quad V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}}$$

אז המהירות המינימלית לנסיקה בטוחה תהיה (אביטל, תשפ"ג):

$$(99) \quad V_R = 1.2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}}$$

4. מעטפת ביצועים של כטב"ם

4.1. מעטפת טיסה



איור מספר 4.1: מבנה מעטפת הטיסה של מטוס קרב F14-B.³⁴

ניתן לראות למעלה דיאגרמת V-n. זו דיאגרמה שמראה מהם הביצועים שהמטוס יכול לבצע, כמו מהי מהירות מינימלית, מהו כוח G מקסימלי, מהו מקדם העילוי, מקדם הגרר, מהירות מקסימלית וכו'.

ניתן לראות שהקו האנכי שפוגש את נקודה A הוא קו המהירות המינימלית המאפשרת טיסה אופקית וישרה. הקו $n = 1$ פירושו טיסה ישרה ואופקית.

משוואת המהירות היא מהירות ההזדקרות, אותה הזכרנו במשוואות התנועה (פרק 2.1):

$$(100) \quad V_{min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}}$$

אבל כאשר הכטב"ם יהיה צריך לבצע תמרון, כמו פנייה, אז ספרת העומס תעלה וממילא גם המהירות המינימלית תגדל. ניתן לראות זאת בגרף, שבין הנקודות A ו-B, ככל ש-n גדל כך המהירות המינימלית צריכה לגדול. המהירות המינימלית תפסיק לגדול כשנגיע לנקודה B, שם נמצאת נקודת העומס המרבי. מנקודה C ועד למהירות המרבית (נקודה D) נוסף גורם מפריע בצורת gust, שמקטין את יכולת התמרון. נקודה D היא המהירות המרבית שבה כוח הדחף של המנוע הוא מקסימלי. הקו האנכי שעובר בנקודה D

³⁴ אביטל, תשפ"ג, עמ' 122

הוא הקו המסמן את V_{max} . החלק השלילי של הגרף בציר Y מתייחס למצב צלילה, שבו ספרת העומס יכולה לרדת מ-0 (אביטל, תשפ"ג).

4.2. המבנה הנכון לכטב"ם לאיסוף מידע בטווח מעל 1,000 ק"מ

בחלק זה של העבודה, ניישם את תוכן הפרקים הקודמים על כטב"ם שהוגדרה עבורו משימה מסוימת. ראשית נגדיר את הדרישות לכטב"ם זה, לאחר מכן נגזור מהם נתונים נוספים על הכטב"ם, אותם נציב במשוואות כדי לראות האם הכטב"ם אכן מסוגל לבצע משימה זו.

הדרישות

- גודל הכטב"ם : כטב"מ קטן-בינוני, עד 50 ק"ג.
- ייעוד הכטב"ם : צילום בגובה בינוני, עד 12 אלף רגל.
- שהייה מרבית - יש צורך שהכטב"ם ישהה זמן רב מעל השטח, כדי לאסוף כמה שיותר מידע מודיעיני.
- מנוע בוכנה בעל מדחף עם להבים.

דיון על הדרישות

הדרישה לצילום בגובה 12 אלף רגל, קובעת צורך בבחירת מנוע שיכול לתת הספק מתאים בגובה הנדרש. כמו שהזכרנו, ההספק המצוי נוצר על ידי המדחף והמנוע, שעולה ויורד עם גובה הטיסה. נוסחה הנגזרת מניסויי טיסה וניסויים קרקעיים נכתבת כך :

$$(101) \quad P_H = P_{SL} \cdot (1.132 \cdot \sigma - 0.132)$$

כאשר :

P_H הוא ההספק היוצא מהמנוע בגובה H מעל פני הים.

P_{SL} הוא ההספק היוצא מהמנוע בגובה פני הים.

$$\sigma = \frac{\rho(H)}{\rho_{SL}} \quad \text{יחס הצפיפויות בגובה } H \text{ לעומת הצפיפות בגובה פני הים.}$$

מתוך טבלאות סטנדרטיות של האטמוספירה נקבל :

TABLE A-3 Formulation for the US Standard Atmosphere 1976.

$0 \leq h \leq 36,089 \text{ ft}$	$0 \leq h \leq 5.94 \text{ km}$	Troposphere
Temperature ratio:	$\theta = 1 - 0.0000068756h$	
Pressure ratio:	$\delta = \theta^{5.2561}$	
Density ratio:	$\sigma = \theta^{4.2561}$	

איור מספר 4.2: טבלה עם נתונים לגבי גובה טיסה ב-12,000 רגל.³⁵

מתוך ידיעת גובה הטיסה, 12,000 רגל, שהם: $[12000 \cdot 0.3048 = 3,576 \text{ m}]$
מתקבל:

$$(102) \quad \sigma(12 \text{ kft}) = \theta^{4.2561} = (1 - 0.0000068756 \cdot H)^{4.2561} = 0.69385$$

ומכאן נציב בנוסחת ההספק:

$$(103) \quad P_H = P_{SL} \cdot (1.132 \cdot \sigma - 0.132)$$

$$(104) \quad P_H = P_{SL} \cdot 0.69317$$

המשמעות היא שבגובה 12 אלף רגל, כ-3,576 מטרים, ההספק המרבי שהמנוע יכול לתת נמוך בכ-30% ממה שניתן בגובה פני הים.

הדרישה לצילום אומרת, במרבית המקרים, שהייה ארוכה באזור המטרה. מנת הממדים R משפיעה מאוד על זמן השהייה. טיסת שהייה שונה מטיסת טווח.

מטוס בעל מנת ממדים נמוכה, $R = 2 \div 5$, הוא בעל יתרון במהירויות גבוהות ובתמרונים, ומצד שני הוא זקוק למנוע חזק. מטוסי קרב מפורסמים נמצאים בקבוצה זו, כמו למשל F-15, F-16, משפחת סוחוי ועוד.

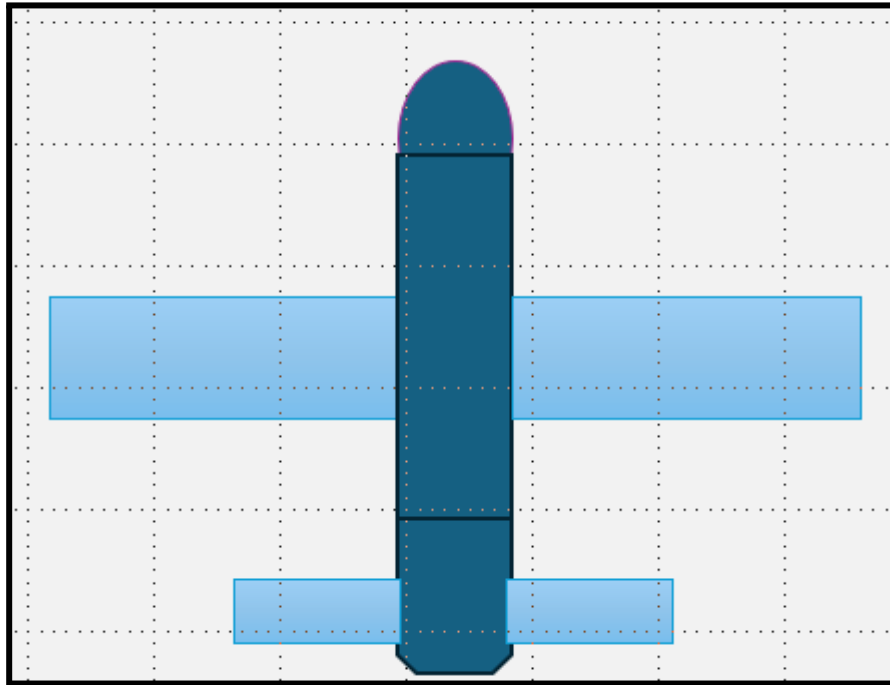
מטוס בעל מנת ממדים בינונית, $R = 5 \div 12$, נהנה מיתרונות של דחף נדרש נמוך ביחס למטוס קרב בעל מנת ממדים נמוכה. מצד שני יכולת התמרון שלו נפגעת עקב מוטת כנפיים גדולה יחסית.

מטוס בעל מנת ממדים גבוהה, $R = 12 \div 30$, הוא בעל יכולת גבוהה לשהייה באוויר וכן גם צריכת הדלק נמוכה מאוד. לצד יתרונות אלה, חסרונות בולטים במיוחד הם מהירות נמוכה ותמרונים ירודים מאוד. במשפחה זו נמצאים בין השאר דאונים, מטוסי סיור וצילום. לכולם מכנה משותף של מנת ממדים גבוהה במיוחד.

³⁵ Gudmundsson, Snorri. *General Aviation Aircraft Design*. Second ed., Kindle ed., Butterworth-Heinemann, 2022, p. 1035

בחירת כנף

בהתאם לדרישה המרכזית – זמן שהייה ממושך, נבחר מנת ממדים בתחום הבינוני. זאת מפני שמלכתחילה אין מדובר בדאון ויש צורך גם במהירות. צורת הכנף תהיה מלבנית מתונה. פרופיל הכנף יתאים לדרישה לזמן שהייה מרבי. להלן צורת הגוף והכנף המוצעת:



איור מספר 4.3: תיאור של מבנה הכטב"ם בו נשתמש.

מידות:

• מוטת הכנפיים – $b=2.5 \text{ m}$

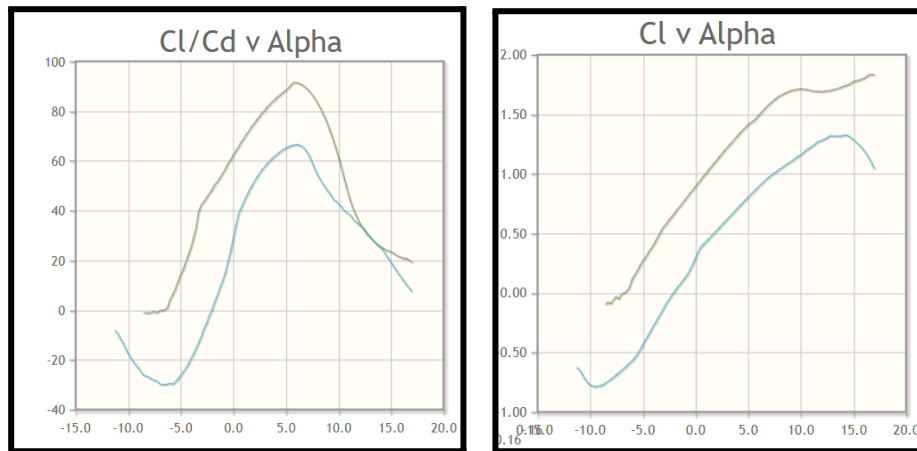
• שטח כנפיים – 0.75 m^2

מכאן, מנת הממדים היא:

$$(105) \quad R = \frac{b^2}{S_w} = \frac{2.5^2}{0.75} = 8.33$$

קביעת פרופיל הכנף

הפרמטר האווירודינמי המאפיין טיסת שהייה, הוא $\frac{C_L}{C_D}$ ותלוי באופן הטיסה: גובה קבוע או מהירות קבועה. מתוך מאגר פרופילים גלוי נבחר בשני פרופילים ונשווה ביניהם. בגרפים שלהלן מוצג פרופיל FX-63-137 לעומת פרופיל NACA2412. הגרפים מציגים את מקדם העילוי ואת יחס עילוי-גרר כתלות בזווית התקפה:



איור מספר 4.4: הגרף הימני מראה את מקדם העילוי כתלות בזווית התקפה של הפרופילים. הגרף השמאלי מראה את היעילות האווירודינמית כתלות בזווית התקפה של הפרופילים. צבע חום - פרופיל FX-63137; צבע כחול - פרופיל NACA2412.³⁶

ההבדל בין שני מקדמי העילוי בולט מאוד: עבור אותן זוויות התקפה, מקדם העילוי של פרופיל FX גבוה

ממקדם העילוי של פרופיל NACA. כך גם ביעילות האווירודינמית, $\frac{C_L}{C_D}$.

שיפוע קו העילוי של שני הפרופילים (כמו גם מרבית הפרופילים) די דומה. אולם האבחנה ביניהם עולה משני פרמטרים עיקריים: מקדם העילוי המקסימלי וזווית התקפה ל-0 עילוי.

- מקדם עילוי מקסימלי עבור פרופיל FX הוא 1.85
- מקדם עילוי מקסימלי עבור פרופיל NACA הוא 1.30
- זווית 0 עילוי עבור פרופיל FX היא 7.50°
- זווית 0 עילוי עבור פרופיל NACA היא 3.0°

לפיכך נבחר בפרופיל FX-63-137.

קביעת שיפוע קו העילוי

קו העילוי של פרופיל, כלומר כנף דו-ממדית אינסופית, הוא בעל שיפוע גבוה יותר משל כנף מלאה. הקשר ביניהם ניתן לפי:

$$(106) \quad C_{L\alpha} = \frac{2 \cdot \pi \cdot R}{R+2} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 8.33}{8.33+2} \approx 5.1 \frac{1}{rad} = 0.089 \frac{1}{deg.}$$

מכאן משוואת קו העילוי:

$$(107) \quad C_L(\alpha) = 0.089 \cdot \alpha + 0.089 \cdot 7.5 = 0.089 \cdot \alpha + 0.6675$$

³⁶ airfoiltools, נדלה בתאריך 12.11.2024, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2412-il#polars>, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fx63137sm-il>

קביעת פולרת הגרר

כפי שאמרנו (פרק 2.1), למקדם ההתנגדות של המטוס ישנה צורה מתמטית של פרבולה. הצורה היא:

$$(108) \quad C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2$$

כאשר:

C_{D0} הוא מקדם גרר חיכוך וצורה.

K הוא קבוע המתייחס לגרר מורה, כלומר הגרר הנובע ממקדם העילוי. אותו יש לחשב באופן הבא:

$$(109) \quad k = \frac{1}{\pi R \epsilon}$$

במשוואה זו, האות ϵ מסמנת את קבוע אוסוואלד. הוא מתאר באופן אנליטי למחצה את פילוג העילוי על הכנף. הביטוי האנליטי למחצה הוא:

$$(110) \quad \epsilon = 1.78 \cdot (1 - 0.044 \cdot R^{0.68}) - 0.64 = 0.80$$

מכאן אפשר לקבל את הקבוע K:

$$(111) \quad k = \frac{1}{\pi R \epsilon} = \frac{1}{\pi \cdot 8.33 \cdot 0.80} = 0.047$$

כאמור, מציאת מקדם התנגדות של כלי טייס זו משימה מאוד קשה. מהספרות הגלויה נעריך באופן גס תצורה דומה וניקח את מקדם ההתנגדות ללא קשר לעילוי: $C_{D0} = 0.025$.

לסיכום, פולרת ההתנגדות היא:

$$(112) \quad C_D = 0.025 + 0.047 \cdot C_L^2$$

4.3. מעטפת הטיסה של כטב"ם לאיסוף מידע בטווח מעל 1,000 ק"מ

בחלק הקודם מצאנו את נתוני הכטב"ם שאינם תלויים במשקל הכטב"ם. כעת נוסיף את משקל הכטב"ם ואת הנתונים המושפעים ממנו.

נתוני המשקל:

- משקל כולל דלק - 50 ק"ג.
- משקל דלק - 15 ק"ג.
- משקל ללא דלק - 35 ק"ג.

טיסת שהייה במטוס עם מנוע מדחף מאופיינת בקשר האווירודינמי $\frac{C_L^{1.5}}{C_D}$. ביטוי זה הוא פונקציה של זווית התקפה. כלומר יש לטוס בזווית התקפה מסוימת, שתביא את המטוס לזמן שהייה מרבי. על ידי מציאת המקסימום של הפונקציה, יתקבלו מקדמי העילוי והגרר המתאימים. התוצאה המתקבלת היא:

$$(113) \quad C_L = \sqrt{3 \cdot \frac{C_{D0}}{K}}$$

נציב תוצאה זו בפולרת הגרר ואז נקבל את הגרר המתאים:

$$(114) \quad C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 = C_{D0} + K \cdot 3 \cdot \frac{C_{D0}}{K} = 4 \cdot C_{D0}$$

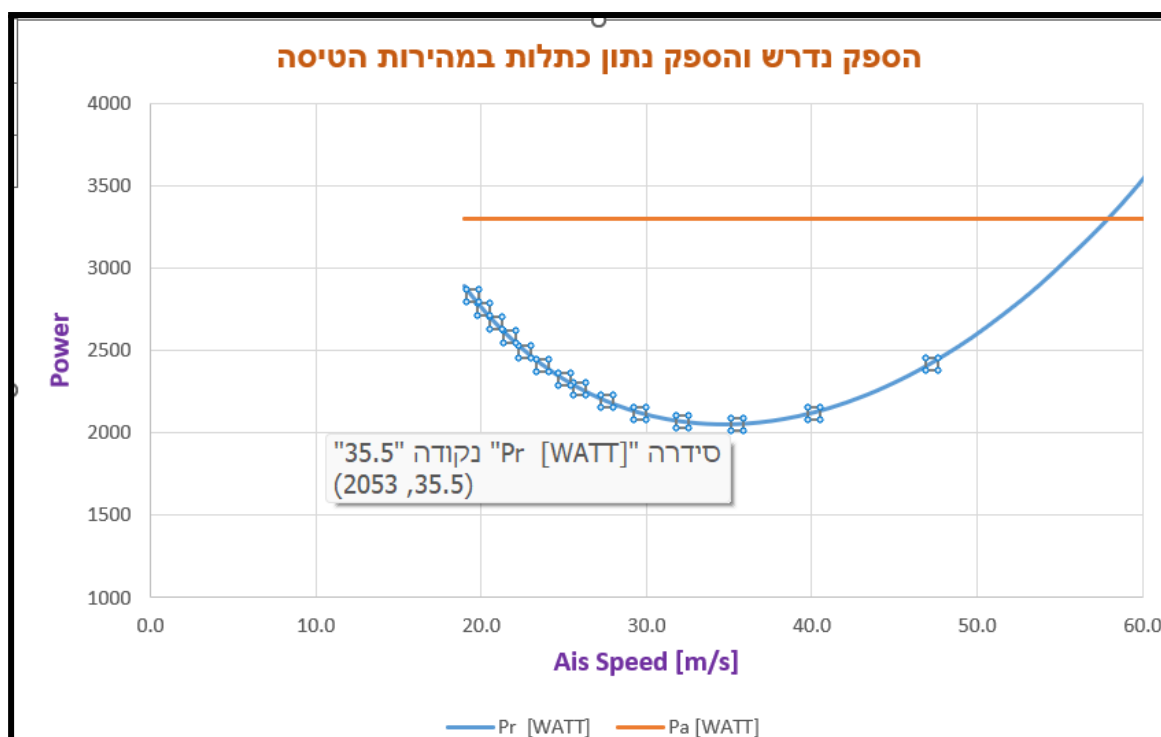
נחזור אל משוואת ההספק הנדרש בטיסה.

ההספק הנדרש לטיסה עבור מנוע בוכנה הוא:

$$(115) \quad P_R = T \cdot V / \eta$$

כאשר T הוא הדחף במהלך טיסה במהירות V ונצילות מכנית של המנוע η .
נבנה כעת טבלה (נספח 7.1), שממנה נוכל לתאר בצורה גרפית את ההספק הנדרש יחד עם ההספק הזמין. סדר העבודה יהיה:

- בחרים זווית התקפה.
- ממשוואת העילוי מקבלים את מקדם העילוי.
- מפולרת הגרר מקבלים את מקדם הגרר.
- ממשוואת העילוי מוצאים את מהירות הטיסה.
- ומכאן את ההספק הנדרש.
- נקבל את גרף ההספק הדרוש מול ההספק הקיים.



איור מספר 4.5: גרף של הספק נדרש והספק נתון כתלות במהירות הטיסה.
הקו הכתום זה הספק מצוי והקו הכחול זה הספק דרוש.

בגרף למעלה קיימת נקודת מינימום שהיא מינימום הספק. בנקודה זו מהירות הטיסה היא כ-35 מ"ש. ההספק הנדרש בנקודה זו הוא 2,053 וואט. צריכת הדלק עבור המנוע היא 1.288 ק"ג לשעת טיסה בתנאים הללו. מכיוון שכמות הדלק היא 15 ק"ג, הרי באופן אידיאלי זמן הטיסה יהיה $15/1.288 = 11.64$ שעות. בהזנחה של שלב ההמראה והנסיקה, מהירות הטיסה היא 127.8 קמ"ש, לכן מרחק הטיסה יהיה 1,487 ק"מ.

באופן מעשי יותר, טסים במהירות גבוהה מעט מהמהירות המתאימה להספק מינימלי. לכן במקום 35 מ"ש תהיה המהירות 40.1 מ"ש. לכן ההספק הנדרש יהיה 2,123 וואט. מכאן צריכת הדלק תהיה 1.32 ק"ג לשעה. לכן יהיו $15/1.32 = 11.36$ שעות טיסה. בהזנחה של שלב ההמראה והנסיקה, מהירות הטיסה היא 144 קמ"ש, לכן מרחק הטיסה יהיה 1,640 ק"מ. אבל בגלל שיש צורך בדלק בשביל ההמראה, הנסיקה, פניות ומקרי חירום שעלולים להתגלות לאורך הטיסה, נצמצם את הטווח כך שיישמרו 1.8 ק"ג דלק לשלבים אלו. לכן $10 = 13.2/1.32$ שעות טיסה במהירות של 144 קמ"ש, ללא ההמראה, הנסיקה ופניות. נוסיף כחצי שעה בשביל שלבים אלו, כך שזמן הטיסה יהיה 10 וחצי שעות, כשהכטב"ם יטוס מעל 1,440 ק"מ בטיסה שכוללת המראה, נסיקה וטיסה לטווח ארוך ושהייה ארוכה.

4.4 סיכום

שאלת המחקר הייתה: מהו המבנה הנכון עבור כטב"ם כדי שיוכל לטוס מעל 1,000 ק"מ כדי לבצע משימת צילום? כפי שראינו, הכטב"ם שהצענו מסוגל למשימה זאת ואפילו למרחק רב יותר. גם ראינו שככל שהכטב"ם טס יותר בגובה - יש צורך במהירות גבוהה יותר, כי הצפיפות יורדת ולכן הוא יגביר

מהירות - כוח העילוי עדיין יישמר. שיערנו שהכטב"ם יצטרך כנפיים ארוכות, כלומר מנת ממדים גדולה, כדי שיהיה יותר חסכוני. אבל בסוף לקחנו כטב"ם עם כנפיים בינוניות, כדי שיהיה איזון נכון בין החיסכון למהירות, כי ככל שהכנף גדלה - המהירות והתמרונים נפגעים אבל הכטב"ם חסכוני יותר. שיערנו שמשקלו של הכטב"ם צריך להיות 100 ק"ג, משום שיש צורך בהרבה דלק ובכטב"ם גדול. אבל בסוף גילינו שמספיק שמשקל הכטב"ם יהיה 50 ק"ג, כאשר 15 קילו זה משקל הדלק.

לאורך העבודה הייתי מוגבל מבחינת המחקר, בכך שהייתי צריך להסתמך על ניסויים ומחקרים שאנשים אחרים ביצעו, משום שלא הייתה לי אפשרות לבנות ולהציב כטבמ"ים במנהרות רוח. לכן הייתי צריך להציב במשוואות נתונים, שאנשים אחרים גילו ובדקו.

כיווני מחקר עתידיים הם לנסות את הכטב"ם עם מנות ממדים שונות וכך לראות כיצד המשקל משתנה בצורה שעדיין יוכל לבצע משימה זאת.

5. רפלקציה

התחלתי לחשוב על עבודה זאת בסוף כיתה י', כשדיברו איתנו על ביצוע עבודה מסוג זה וזה מיד משך אותי, משום שזה תחום שתמיד עניין אותי ורציתי לחקור. כך שבכיתה י"א הצטרפתי לתוכנית והתחלתי לעבוד על השאלה ועל הצעת המחקר, עד שימצאו לי מנחה. בגלל שזה תחום מאוד ספציפי ומיוחד, לקח כמה חודשים עד שמצאנו מנחה שיכול לעבוד איתי על העבודה והגשת הצעת המחקר. לאחר מכן התחלתי את העבודה בכך שקראתי ספר של המנחה ושל דוד אביר, מהם לקחתי את כל החומר לעבודה והתחלתי לעבוד על הפרקים. הייתי נפגש עם המנחה כדי שיסביר לי יותר לעומק את הנושאים, והיו גם פגישות עם הרכז, בהן עזר לי לנסח ולכתוב נכון את העבודה.

לאורך העבודה היו הרבה עליות וירידות, אבל בכל זאת המשכתי לעבוד, אפילו שלפעמים הייתי בטוח שאין מצב – זה גדול עליי. מה שעזר לי זו המוטיבציה לחקור את הנושא ועזרה מהרכז ומהמנחה, שלאורך כל העבודה עזרו ותמכו בי. למרות שהתייאשתי או שחששתי שאין לי סיכוי להגיש בזמן, הם דאגו לשמור על קשר ולוודא שאני מצליח להתקדם – מה שמאוד עזר לי להמשיך להתקדם.

בסופו של דבר, ממש נהניתי לכתוב עבודה זאת, למרות הקשיים, משום שזה פיתח אותי בכל כך הרבה מובנים – אם זה ידע באווירודינמיקה, ידע בכתיבת עבודה בצורה אקדמית, ופתיחת עולמות שלא הכרתי, כמו ביקור בטכניון, שם דיברו על אווירודינמיקה ושבזמן הלימודים הם מבצעים עבודה מאוד דומה לשלי, ואחר כך אפילו בונים כטב"ם לפי זה ומשתתפים בתחרויות.

עוד מקרה מהנה ומצחיק שקרה בזמן העבודה: השתתפתי בדיון בקבוצה של פורמולה 1, בה מישוהו שלח סרטון לגבי רחפן שמתחרה ברכב פורמולה ומגיע ל-300 קמ"ש כמו מטוס קרב. עלתה שאלה בקבוצה – האם מטוס קרב באמת ממריא ונמצא באוויר במהירות זאת, וכחלק מהשתתפותי בדיון שלחתי תמונה של גרף של מטוס קרב F-14B. מנהל הקבוצה הבין שזו תמונה מהספר של המנחה שלי, משום שהוא עובד איתו בחברה. אותי זה מאוד שימח לדעת שלמרות שאנחנו מדברים על נושא שלא קשור לעבודה, מצאתי מישוהו שעובד עם המנחה שלי.

עוד גילוי משעשע היה כשהסתבר שהמנחה שלי היה שכן שלנו בעבר.

אני רוצה להגיד תודה לגבי אביטל – על זה שליווה אותי לאורך כל העבודה, שיתף אותי בידע שלו וגם בספר שכתב. על זה שלמרות שלא שמרתי איתו קשר לאורך כמה חודשים, עדיין יצר איתי קשר ווידא שאני מסתדר ומצליח להתקדם. וכמובן תודה על זה שבחרת להיות המנחה שלי לעבודה – אני מאוד נהניתי ממך, ושמח שאתה היית המנחה שלי, למרות שעצבנתי אותך לפעמים עם הנימוסים הצרפתיים שלי, אז מקווה שתסלח לי על זה. ותודה רבה שהקדשת לי מזמנך, למרות מה שחווית בשנה האחרונה.

אני רוצה גם להגיד תודה רבה לרב אייל נתיב – על זה שמלכתחילה משך לי את העין עם עבודה זאת, על זה שעזר לי לנסח שאלה שעניינה אותי, ועל זה שלמרות הקושי הצליח למצוא לי מנחה, על זה שלמרות הקושי שלי עם פיסוק – עדיין עזר לי, על זה שעם הכתיבה האקדמית ישבת איתי שעות רבות כדי לראות שהעבודה מתאימה לדרישות, ותמיד עם החיוך והמשפט: "אני לא מבין כלום כי אני לא מכיר את החומר, אבל זה כתוב טוב ומובן". על הפגישות שבהן הסברת לאורך השנה איך נכון לעבד מידע, לפנות למנחים ולכתוב עבודה – תודה רבה שלמרות הכל ישבת איתי ועזרת לי, למרות שזה היה על הזמן הפנוי שלך וההפסקות – תודה רבה.

6. רשימת מקורות

1. אביטל, ג. (תשפ"ג). המדריך למשוטט. חברת Uvision בע"מ.
2. אביר, ד. (1986). **אווירודינמיקה**. מערכות.
3. כלי טייס בלתי מאויש. (2025, 8 במרץ). בתוך **ויקיפדיה**.

https://he.wikipedia.org/wiki/%D7%9B%D7%9C%D7%99_%D7%98%D7%99%D7%A1_%D7%91%D7%9C%D7%AA%D7%99_%D7%9E%D7%90%D7%95%D7%99%D7%A9

A9

7. נספחים

7.1. טבלת נתונים למציאת הספק נדרש והספק נתון כתלוי במהירות הטיסה

Eta	Mass	Weight	Rho	Sw	Alfa	CL	CD	V m/s	V km/hr	V knots	Pr [WATT]	Pa [WATT]	Pr HP	Range	vcal	endurance
0.65	50	490.5	0.85	0.75	-4.00	0.2440	0.0277	79.4	285.9	154.4	6813	3300	9.13	8.796	95.3	4.35
0.65	50	490.5	0.85	0.75	-3.00	0.3330	0.0301	68.0	244.7	132.1	4637	3300	6.22	11.063	81.6	6.38
0.65	50	490.5	0.85	0.75	-2.00	0.4220	0.0332	60.4	217.4	117.4	3584	3300	4.80	12.714	72.5	8.26
0.65	50	490.5	0.85	0.75	-1.00	0.5110	0.0370	54.9	197.6	106.7	2999	3300	4.02	13.806	65.9	9.87
0.65	50	490.5	0.85	0.75	0.00	0.6000	0.0416	50.6	182.3	98.4	2647	3300	3.55	14.437	60.8	11.18
0.65	50	490.5	0.85	0.75	1.00	0.6890	0.0468	47.3	170.1	91.9	2424	3300	3.25	14.711	56.7	12.21
0.65	50	490.5	0.85	0.75	2.00	0.7780	0.0528	44.5	160.1	86.5	2279	3300	3.06	14.723	53.4	12.99
0.65	50	490.5	0.85	0.75	3.00	0.8670	0.0596	42.1	151.7	81.9	2185	3300	2.93	14.552	50.6	13.55
0.65	50	490.5	0.85	0.75	4.00	0.9560	0.0670	40.1	144.4	78.0	2123	3300	2.85	14.260	48.2	13.94
0.65	50	490.5	0.85	0.75	5.00	1.0450	0.0752	38.4	138.1	74.6	2085	3300	2.79	13.890	46.1	14.20
0.65	50	490.5	0.85	0.75	6.00	1.1340	0.0842	36.8	132.6	71.6	2063	3300	2.77	13.475	44.2	14.35
0.65	50	490.5	0.85	0.75	7.00	1.2230	0.0938	35.5	127.7	69.0	2053	3300	2.75	13.038	42.6	14.42
0.65	50	490.5	0.85	0.75	8.00	1.3120	0.1042	34.2	123.3	66.6	2052	3300	2.75	12.593	41.1	14.42
0.65	50	490.5	0.85	0.75	9.00	1.4010	0.1153	33.1	119.3	64.4	2058	3300	2.76	12.152	39.8	14.38
0.65	50	490.5	0.85	0.75	10.00	1.4900	0.1271	32.1	115.7	62.5	2069	3300	2.77	11.721	38.6	14.31
0.65	50	490.5	0.85	0.75	11.00	1.5790	0.1397	31.2	112.4	60.7	2084	3300	2.79	11.304	37.5	14.20
0.65	50	490.5	0.85	0.75	12.00	1.6680	0.1530	30.4	109.3	59.0	2102	3300	2.82	10.903	36.5	14.08
0.65	50	490.5	0.85	0.75	13.00	1.7570	0.1670	29.6	106.5	57.5	2123	3300	2.85	10.521	35.5	13.95
0.65	50	490.5	0.85	0.75	14.00	1.8460	0.1818	28.9	103.9	56.1	2145	3300	2.88	10.157	34.7	13.80
0.65	50	490.5	0.85	0.75	15.00	1.9350	0.1972	28.2	101.5	54.8	2169	3300	2.91	9.811	33.9	13.65
0.65	50	490.5	0.85	0.75	16.00	2.0240	0.2134	27.6	99.3	53.6	2194	3300	2.94	9.483	33.1	13.49
0.65	50	490.5	0.85	0.75	17.00	2.1130	0.2304	27.0	97.2	52.5	2220	3300	2.98	9.172	32.4	13.33
0.65	50	490.5	0.85	0.75	18.00	2.2020	0.2480	26.4	95.2	51.4	2247	3300	3.01	8.877	31.7	13.17
0.65	50	490.5	0.85	0.75	19.00	2.2910	0.2664	25.9	93.3	50.4	2274	3300	3.05	8.599	31.1	13.01
0.65	50	490.5	0.85	0.75	20.00	2.3800	0.2856	25.4	91.5	49.4	2302	3300	3.09	8.334	30.5	12.86
0.65	50	490.5	0.85	0.75	21.00	2.4690	0.3054	25.0	89.9	48.5	2330	3300	3.12	8.084	30.0	12.70
0.65	50	490.5	0.85	0.75	22.00	2.5580	0.3260	24.5	88.3	47.7	2359	3300	3.16	7.847	29.4	12.55
0.65	50	490.5	0.85	0.75	23.00	2.6470	0.3473	24.1	86.8	46.9	2387	3300	3.20	7.622	28.9	12.40
0.65	50	490.5	0.85	0.75	24.00	2.7360	0.3693	23.7	85.4	46.1	2416	3300	3.24	7.408	28.5	12.25
0.65	50	490.5	0.85	0.75	25.00	2.8250	0.3921	23.3	84.0	45.4	2445	3300	3.28	7.205	28.0	12.11
0.65	50	490.5	0.85	0.75	26.00	2.9140	0.4156	23.0	82.7	44.7	2473	3300	3.32	7.011	27.6	11.97
0.65	50	490.5	0.85	0.75	27.00	3.0030	0.4398	22.6	81.5	44.0	2502	3300	3.35	6.828	27.2	11.83
0.65	50	490.5	0.85	0.75	28.00	3.0920	0.4648	22.3	80.3	43.4	2531	3300	3.39	6.653	26.8	11.70
0.65	50	490.5	0.85	0.75	29.00	3.1810	0.4905	22.0	79.2	42.8	2559	3300	3.43	6.486	26.4	11.57
0.65	50	490.5	0.85	0.75	30.00	3.2700	0.5169	21.7	78.1	42.2	2588	3300	3.47	6.327	26.0	11.44
0.65	50	490.5	0.85	0.75	31.00	3.3590	0.5440	21.4	77.1	41.6	2616	3300	3.51	6.174	25.7	11.32
0.65	50	490.5	0.85	0.75	32.00	3.4480	0.5719	21.1	76.1	41.1	2644	3300	3.54	6.029	25.4	11.20
0.65	50	490.5	0.85	0.75	33.00	3.5370	0.6005	20.9	75.1	40.5	2672	3300	3.58	5.890	25.0	11.08
0.65	50	490.5	0.85	0.75	34.00	3.6260	0.6298	20.6	74.2	40.0	2700	3300	3.62	5.757	24.7	10.96
0.65	50	490.5	0.85	0.75	35.00	3.7150	0.6599	20.4	73.3	39.6	2728	3300	3.66	5.630	24.4	10.85
0.65	50	490.5	0.85	0.75	36.00	3.8040	0.6906	20.1	72.4	39.1	2756	3300	3.69	5.508	24.1	10.74
0.65	50	490.5	0.85	0.75	37.00	3.8930	0.7222	19.9	71.6	38.6	2783	3300	3.73	5.391	23.9	10.64
0.65	50	490.5	0.85	0.75	38.00	3.9820	0.7544	19.7	70.8	38.2	2810	3300	3.77	5.278	23.6	10.53
0.65	50	490.5	0.85	0.75	39.00	4.0710	0.7874	19.4	70.0	37.8	2838	3300	3.80	5.170	23.3	10.43
0.65	50	490.5	0.85	0.75	40.00	4.1600	0.8211	19.2	69.2	37.4	2865	3300	3.84	5.067	23.1	10.33
0.65	50	490.5	0.85	0.75	41.00	4.2490	0.8555	19.0	68.5	37.0	2891	3300	3.88	4.967	22.8	10.24
0.65	50	490.5	0.85	0.75	42.00										0.0	#DIV/0!

7.2. הצעת מחקר

בס"ד

הצעת מחקר לעבודת גמר:

מבנה כטב"ם המיועד לתקיפה בטווחים גדולים

פרטי התלמיד:

שם: אמיתי גואה-קפלן
ת"ז: 333306751
כתובת: גואטמלה 23/32, ירושלים
טלפון: 0587104030
דוא"ל: amitaygou123@gmail.com
התלמיד לומד במגמת פיזיקה 5 יח"ל

פרטי המנחה:

שם: גבריאל אביטל
ת"ז: 067220632
כתובת: מילר 23/1, רחובות
טלפון: 08-9364149
דוא"ל: gaby.avital@gmail.com
דרג אקדמי: ד"ר
מקום עבודה: חברת Uvision בע"מ

פרטי המנחה:

שם: אייל נתיב
ת"ז: 201512514
כתובת: התומר 6/21, ירושלים
טלפון: 050-3911-639
דוא"ל: eyalin6@yeshivatshefa.org.il
דרג אקדמי: לימודים לתואר שני
מקום עבודה: ישיבת שפע

פרטי בית הספר:

שם: ישיבת שפע - מקור חיים
ישוב: ירושלים
סמל מוסד: 615948
דוא"ל: shefa.makor@gmail.com
טלפון: 02-579-4457

פרטי רכז עבודות גמר:

שם: אייל נתיב
טלפון: 050-3911-639
דוא"ל: eyalin6@yeshivatshefa.org.il

תחום דעת: פיזיקה

סוג העבודה: לא צמודה

נושא העבודה: מבנה כטב"ם המיועד לתקיפה בטווחים גדולים.

שאלת המחקר: מהו המבנה הנכון לכטב"ם לביצוע משימת תקיפה בטווח שמעל 1,000 ק"מ על-פי מעטפת הביצועים שלו?

מטרת העבודה:

כטב"מים נמצאים כיום בשימוש צבאי מסיבי. יש צורך להתאים את סוג הכטב"ם והמבנה שלו לפי המשימות אותן הוא נדרש לבצע. מבנה הכטב"ם כולל נתונים שונים כגון פרופיל הכנפיים, תצורת הכנפיים, משקל (של הכטב"ם, הדלק והטילים), אורך הכטב"ם ועוד. מטרת העבודה היא להבין מהו המבנה הנכון לכטב"ם לביצוע משימת תקיפה בטווח שמעל 1,000 ק"מ. לאחר שנבין את מעטפת הביצועים של הכטב"ם בעזרת משוואות שונות, נוכל לשנות מרכיבים במבנה הכטב"ם ובתנאי ההפעלה שלו, כדי להגדיל את יעילות הכטב"ם בביצוע המשימה.

שיטת המחקר:

המחקר יהיה עיוני ויתבסס על ספרים ומאמרים מחקריים בתחום הפיזיקה, העוסקים במל"טים או בתעופה. שני המקורות העיקריים שאתבסס עליהם הם ספרים שנכתבו על ידי מומחים בכירים באווירונאוטיקה.

לאור הידע האווירודינמי אפתח משוואות ואפתור אותן בפתרונות אנליטיים וגרפיים. על בסיס משוואות אלה אפתח את מעטפת הטיסה של הכטב"ם, מעטפת טיסה של מהירות וספרת עומס, הכוללת את הפרמטרים הבאים: מסת המטוס, גובה הטיסה (הקובע את התנאים האטמוספריים: צפיפות, טמפרטורה ולחץ), אווירודינמיקה של המטוס (מקדם העילוי ומקדם ההתנגדות) והספק המנוע.

בסיכום, אציב נתוני אמת של כטב"ם ואפרט את המבנה המתאים לכטב"ם לביצוע משימת תקיפה בטווח שמעל 1,000 ק"מ: פרופיל, משקל הכטב"ם, משקל הדלק, משקל הפצצות, משקל כולל, אורך הכטב"ם, מוטת הכנפיים ושטח כנף.

רקע תיאורטי:

מאז טיסתם הראשונה של האחים רייט בשנת 1903, עולם התעופה התפתח בצעדי ענק. בשלהי שנות החמישים במאה הקודמת קוסמונאוט סובייטי יצא אל החלל. בשנת 1969 נחת האדם הראשון על הירח. עד אז תוכננו ויוצרו מטוסים למטרות שונות, אזרחיות וצבאיות כאחד. שתי המלחמות העולמיות האיצו אף הן את קצב ההתפתחות.

באמצע שנות השישים החלו לעלות רעיונות בדבר מטוסים ללא טייס (מל"ט). קצב ההתקדמות היה איטי יחסית ואולם בד בבד עם התפתחות טכנולוגיות מגוונות, דרישות מבצעיות, חלה פריצת דרך בעולם התעופה ללא טייס. בימים אלה אנחנו חווים שימוש רב בכלי טייס ללא טייס. כיום השם הכללי המקובל הוא כלי טייס בלתי מאויש (כטב"ם), לעומת מל"ט בימים עברו.

על אף מגוון הסוגים של הכטב"מים, לכולם מכנה משותף: דמיון בסיסי לכלי הטייס המאוישים. ומכאן נוכל לנתח את אופן פעולתם של הכטב"מים. מהלך טיסתו של כטב"ם מורכב מכמה מצבי טיסה ארוכים וקצרים:

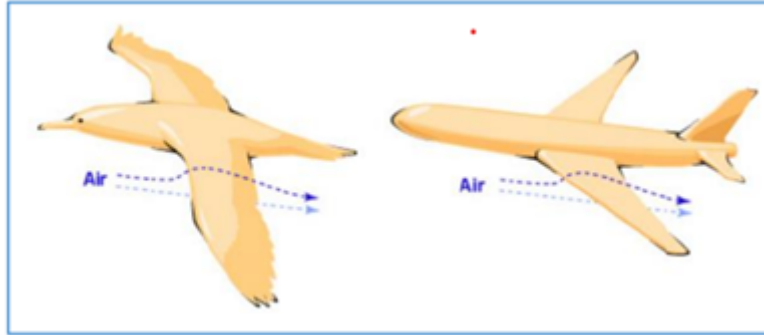
שלב א': המראה. על מנת להמריא, בדרך כלל מתבצעת ריצת המראה. זו נועדה להעניק מהירות מינימלית על מנת ליצור כוח מספיק גדול כדי להתנתק מהקרקע. כוח זה נקרא כוח עילוי (עליו אפרט בהמשך). תוך כדי ההמראה נעזרים בהגאים השונים.

שלב ב': נסיקה. אחרי שלב הניתוק מהקרקע, יש הכרח מבצעי או בטיחותי להתרחק מהקרקע. שלב הזה, שלב הנסיקה, בדרך כלל מתבצע עם כוח הנעה מלא. כלומר מקסימום הספק או דחף שהמנוע יכול לתת.

שלב ג': פנייה. כמו בכלי רכב, פנייה ימינה או שמאלה הן מצבי טיסה תדירים. אופן ההטסה מתבצע בסיוע הגאים ומאזנות בהתאם לצורך.

שלב ד': גלישה/צלילה. שלב הכרחי לחזרת כלי הטייס אל בסיסו הוא שלב הגלישה המתבצעת ללא מנוע, או שלב הצלילה המתבצעת עם מנוע. אמנם חלק מהכטב"מים מיועדים לתקיפה ללא חזרה ועדיין שלבי הטיסה מתבצעים באותה דרך.

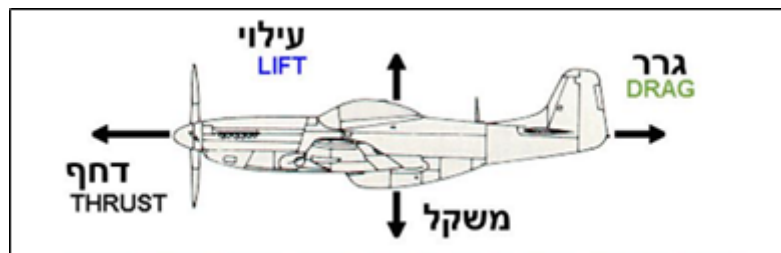
עד כאן יצאנו מתוך הנחה שאנחנו יודעים מהו מטוס, כיצד הוא טס וכו'. אבל האמת היא שזה לא כל כך ברור. **בתורת האווירודינמיקה** מנתחים ומסבירים אילו כוחות פועלים על המטוס וכיצד הם נוצרים.



איור מס' 1: קווי זרימה על פני מטוס ועל פני כנף ציפור.
חלקיקי האוויר שנעים מעל הכנף עוברים באותו פרק זמן מסלול ארוך יותר, במהירות גבוהה יותר מחלקיקי האוויר שחולפים מתחת לכנף.
[1]

האוויר נע על משטחים הנקראים כנפיים. אלה מורכבים מחתכים שונים הנקראים פרופילים. צורתם הייחודית גורמת לכך שהלחצים מעל ומתחת הכנף שונים (איור מס' 1). הלחץ, שפירושו כוח ליחידת שטח, על החלק העליון של הכנף קטן לעומת זה הנמצא מתחת לכנף. כתוצאה מכך נוצר כוח המכונה **כוח עילוי**. תפקידו העיקרי הוא להתגבר על **משקל** המטוס הנובע מכוח המשיכה.

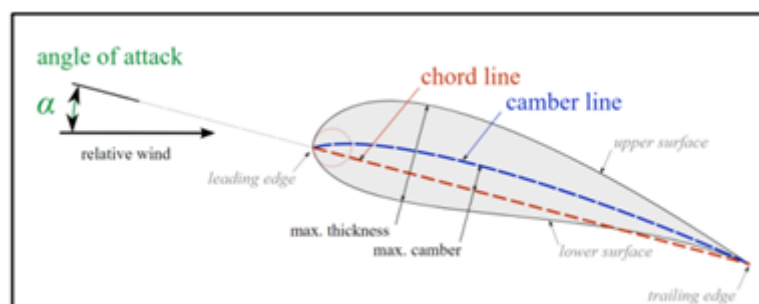
עצם תנועת האוויר על פני הכנפיים והגוף יוצרת חיכוך איתם. נוצר כוח המכונה **כוח הגרר** או כוח ההתנגדות. על כוח יש להתגבר בעזרת מנוע מתאים, היוצר את **כוח הדחף** (איור מס' 2).



איור מס' 2: הכוחות הפועלים על מטוס שני בטיסה אופקית וישרה.
כוח הדחף מתנגד לכוח הגרר ולכן הוא חייב להיות גדול יותר וכוח העילוי הפוך לכוח הכובד וכדי שהמטוס יתרום צריך להיות גדול ממנו.
[2]

צורת ה**פרופיל** (איור מס' 3), חתך אורכי של כנף הציפור או המטוס, היא הגורם העיקרי הקובע את כוח העילוי וכוח ההתנגדות על פני המטוס.

בפרק העוסק בתורת האווירודינמיקה ננתח את מאפייני הפרופיל, כיצד בוחרים פרופיל עבור מטוס בעל דרישות נתונות וכיצד נקבעת צורת הכנף.



איור מס' 3: פרופיל הכנף.
הפרופיל בנוי ממשטח העליון, משטח תחתון, זווית התקפה, מיתר, קימור, שפת התקפה ושפת זרימה.
[3]

בעבודה נפתח משוואות שיסייעו לנו להגיע למעטפת הביצועים המאפיינת כל מטוס (איור מס' 4).

$$T_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_D$$

$$P_A = T_A V = \frac{1}{2} \rho V^3 S_{ref} C_D$$

$$W = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_L$$

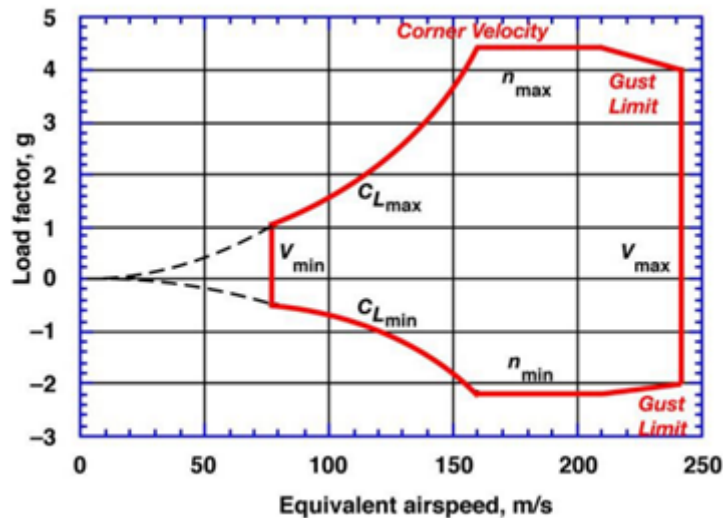
$$C_D = C_D(C_L) = C_{D0} + KC_L^2$$

איור מס' 4: משוואות בסיסיות באווירודינמיקה.

[4] T_A = דחף; P_A = הספק; W = משקל; C_D = מקדם הגרר.

משוואות אלה נכונות לטיסת שיוט, טיסה אופקית וישרה במהירות קבועה. בעבודה נרחיב לגבי מצבי הטיסה השונים והמשוואות המתאימות לכל מצב: המראה, נסיקה, פנייה, צלילה/גלישה. כמו כן נפתח משוואות עבור טיסה לשהייה מקסימלית ולטווח מקסימלי.

לבסוף נבנה את **מעטפת הטיסה** (איור מס' 5). מעטפת הטיסה היא הגבולות המותרים לכלי טייס מבחינה פיזיקלית אווירודינמית. היא כוללת את הפרמטרים הבאים: מסת המטוס, גובה הטיסה (הקובע את התנאים האטמוספריים: צפיפות, טמפרטורה ולחץ), אווירודינמיקה של המטוס (מקדם העילוי ומקדם ההתנגדות) והספק המנוע.



איור מס' 5: גרף של מעטפת טיסה.

ציר ה-X מייצג את המהירות המשווית; ציר ה-Y מייצג את ספרת העומס.

[5] הגרף מציג בעיקר את משב הרוח הגבולי ומהירות הפינה.

נציב נתוני אמת של כטב"ם במשוואות, שהפתרון האנליטי והגרפי שלהן יוביל אותנו אל מעטפת הביצועים של הכטב"ם, כלומר אל הגבולות המותרים שלו. לפי ממצאים אלה נקבע מהי תצורת המבנה הנכונה לכטב"ם שנדרש לבצע משימת תקיפה בטווח שמעל 1,000 ק"מ, ובכללם: פרופיל, משקל הכטב"ם, משקל הדלק, משקל הפצצות, משקל כולל, אורך הכטב"ם, מוטת הכנפיים ושטח כנף.

ראשי פרקים משוערים:

1. מבוא
 - 1.1. רקע היסטורי של התפתחות הכטב"מים
 - 1.2. מבנה האטמוספירה והתנאים לטיסה
 - 1.3. שלבי טיסה בסיסיים
2. תורת האווירודינמיקה
 - 2.1. כוחות העילוי, הגרר, הדחף והמשיכה
 - 2.2. מאפייני הפרופיל וצורת הכנף
3. מצבי הטיסה - פיתוח משוואות
 - 3.1. המראה
 - 3.2. נסיקה
 - 3.3. פנייה
 - 3.4. צלילה/גלישה
 - 3.5. שהייה מקסימלית וטווח מקסימלי
4. מעטפת ביצועים של כטב"ם
 - 4.1. מעטפת טיסה
 - 4.2. מעטפת טיסה של כטב"ם לתקיפה בטווח מעל 1,000 ק"מ
 - 4.3. המבנה הנכון לכטב"ם
5. סיכום
6. ביבליוגרפיה

ביבליוגרפיה זמנית:

אביטל, ג. (תשפ"ג). **המדריך למשוטט**. חברת Uvision בע"מ.

אביר, ד. (1986). **אווירודינמיקה**. מערכות.

לו"ז משוער:

עד מאי	לקרוא חומרים
עד יוני	לכתוב את המבוא
עד אוגוסט	לכתוב את הפרק "תורת האווירודינמיקה"
עד אוקטובר	לפתח משוואות ולכתוב את הפרק "מצבי הטיסה"
עד נובמבר	לכתוב את הפרק "מעטפת ביצועים של כטב"ם"
עד דצמבר	לערוך, להגיה ולהגיש את העבודה

[1] אביטל, עמ' 69

[2] אביטל, עמ' 87

[3] אביטל, עמ' 71

[4] אביטל, עמ' 87

[5] אביטל, עמ' 111

7.3. פרומפט לדוגמה

אני מתקשה מאוד בלפסק לכן הייתי רוצה שתפסק בשבילי קטעים שכתבתי בעבודה אם זה מובן אני פשוט ישלח לך קטעים שאותם תהיה צריך לפסק בלי להוסיף או להחסיר ממה שכתבתי שלא קשור לפיסוק