

1123-992



פרסומי הדרך חיל - האויר בית הספר הטכני

2.

חוברת הסבר

אווירודינמיקה ומכניקת הטייס

חלק I

ב'מ"ס

כל המסמך תוכן מסמך זה. כלל או מעטתו. לידעת
אנשים שאינם מוסמכים לכך. עובר על חוקי כשחוד
המדינה. כל הפרצא מסמך זה. נדרש למסרו לתחנה
הקרובה של משטרת ישראל או המשטרה הנבאית.

אוקטובר 80

טכנאי בסיסי ב'ש

הגנה ישראל

תוכן העניינים

2	1. מבוא וגדלים פסיקליים
16	2. האסמכתות
23	3. חוקי השיפוט
40	4. התנגדות גופים
52	5. הפרופיל האוירודינמי
68	6. כוחות על כנף
93	7. היגוי מטוס
112	8. טיסה אפקית וישרה במהירות קבועה
126	9. נטיקה והנמכה
138	10. אליטה
147	11. פניה אפקית
161	12. עוצמת הטיסה
168	13. יציבות אורכיית
183	14. יציבות כיוון ויציבות רוחב
198	15. סחרור
206	16. טיסה אסימטרית
210	17. המראה ונפילה
219	18. טווח ושהייה
226	19. נספח מס' 1 - מקדמי גרר של גופים שונים
238	20. נספח מס' 2 - פרופילים שונים ותכונותיהם

מבוא - אורודינמיקה - התפתחות היסטורית

על פי ת. פון-קרמן

מחקר לפני טיסה

במקביל להתפתחות התעופה התפתח גם מדע האורודינמיקה. לאונרדו דה-וינצ'י (1452-1519) מייצג את דמות החוקרים הראשונים, בעוסקו במעוף הציפור ובתכנון כלי טיס. הכלי האחד דמוי מטוס עם זוג כנפים מונעות - אורניטופטר, והשני דמוי הליקופטר העובד לפי עקרון בורג ארכימדס. התברר שנסיון לחקות בשלמות מעוף ציפור צפוי לכשלון. חירם מקסים מחלוצי האורונאוטים הבריטים התבטא כענין: "הקטר המוצלח לא התבסס על חיקוי פילי". הרעיון שתמיכת גוף נע באויר יתבצע ע"י משטח צטני ביחס לכוון הזרימה הוגדר לראשונה ע"י סר ג'ורג' סילי (1773 - 1857).

הוא התייחס לכלי טיס כבד מן האויר המתקדם בעזרת מקור כוח (מנוע). כן הבדיל בין עילוי והתנגדות ושרטט חתך של דג האילתית. מענין שחתך זה זהה לפרופיל כנף מודרנית.

התנגדות האויר נחקרה לראשונה ע"י גלילאו גליליי (1564 - 1642). מטוטלת שבנה הואטה בשל התנגדות האויר וגלילאו ניסה לקבוע קשר בין התנגדות ומהירות הגוף. כמובן שסר איזק ניוטון (1642 - 1717) המבריק והיהיר היה הראשון ששילב גישה מתמטית בנושא.

הוא קבע את שיוון הכוחות הפועלים בין גוף הנע. באויר וגוף סטטי באויר הזורם על פניו באותה מהירות.

משיקולי - שנוי תנע שווה מתקף - הגיע למסקנה שהכוח הפועל על גופים מתנהג לפי הכלל $F = \rho V^2 S$. מ - מיצג צפיפות הזורם, V - מהירות התנועה ו - S שטח אופיני.

בצורה דומה חישב את הכוח על לוח ששטחו S ובטוי בזווית α לזרימה במהירות V ומצא את כונו. $F = \rho S V^2 \sin^2 \alpha$ וניצב למשור הלוח.

ניוטון דיבר והתייחס לזורם (Fluid) ובכך קבע הכללה חשובה: אותם חוקים קיימים לגבי מים אויר וכו'.

1123-992

בשתי המאות בין פרסום עקרונות ניוטון והטיסה הממוכנת הראשונה נעשו נסיונות רבים לקביעת התנגדות.

הגופים הנבדקים נמשכו ע"י קטרים, מכוניות או הופעלו ממגדלים. אלכסנדר גוסטב אייפל (1832 - 1923) בצע מדידות על גופים הנופלים מהמגדל הנושא את שמו. ההפרש בין תאוצת הנפילה החופשית בריק והתאוצה האמיתית איפשרו לקבוע בקרוב את הכוחות הפועלים. השיטות הקיימות היו מוגבלות מאוד מבחינת מהירויות ואפשרות הסתכלות. הפתרון היעיל והמודרני נבנה ב-1871. פרנסיס ונהם (1824 - 1908) תכנן את מנהרת הרוח הראשונה באנגליה.

זהו עד היום אלמנט המעבדה העיקרי בשטח הזרימה והאווירודינמיקה. הנסויים הראו שהנחות ניוטון (בתנאי שמהירות זרימה קטנה ממהירות הקול) מתקיימות. אבל החוק המתאר את הכוח על לוח מוטת כתלוי ב- $\sin^2 \alpha$ הוכרר כלא נכון.

טעותו של ניוטון נבעה מהתייחסות לזורם כאל סדרת כדורים קטנים "עצמאיים" ולא כאל רצף. מעניין שדוקא במהירויות על קוליות מצאה הנוסחה שימוש.

תנופה נוספת ניתנה בעקבות חקר מעוף הציפורים. נמצאו קשרים בין עומס על כנף (משקל / שטח כנף) ובין משקל הצפור. ונחקרו פרופילי כנף קמורים המאפשרים קבלת כוח עילוי גם כשהקצה הקדמי והאחורי של הכנף נמצאים על קו בכיוון הזרימה.

הגישות התאורטיות לנתוח גוף בזרימה בשנת 1900 מיוחסות לשנים. לפי גישת ד'אלמבר, מתמטיקאי צרפתי, התנגדות לגופים בזרימה בהזנחת חיכוך שווה אפס. מסקנתו נקראת פרדוקס ד'אלמבר מפני שנסויים הפריכו אותה. לפי גישת רלי (1919 - 1942) שנעזר בקירכהוף (1829 - 1889) נוצר אחרי לוח שטוח המוטת לזרימה "אזור מת" המובדל במשטחי אי רציפות מהזרימה הסדירה.

התוצאות שהתקבלו מתאוריה זו גילו התאמה גדולה יותר לתוצאות הנסיוניות מאשר אלו של ניוטון.

אבל עדיין היו סטיות גדולות מדי. אע"פ בשתי גישות אלו - רלי וד'אלמבר - תרמו למדע האווירודינמיקה כפי שהתפתח במאה ה-20.

תאוריית העילוי

בזמן טיטתם של האחים רייט (1903) לא היתה כל תאוריה שתסביר את כוח העילוי. היו מספר מסקנות תאורטיות ונסויות שחברו יחד מאוחר יותר להסבר המסכם.

לורד רלי מצא ב-1878 שעל גליל בזרימה מציפה איטית לא פועל כוח. אבל אם הגליל מסתובב יפעל עליו כוח ניצב לכוון הזרימה. תוצאה זו ידועה כאפקט מגנוס ומוכרת ה"הבעיטה המסובכת".

ההסבר לתופעה מתבסס על חוק ברנולי. הגודל $P + \frac{1}{2}\rho V^2$ קבוע לאורך קו זרם בתנחת זורם לא דחיס ובהזנחת צמיגות והבדלי גבהים. (P - לחץ).

סבוב הגליל יוצר ערבול או צירקולציה בזורם. התוצאה התוספות מהירויות בצד אחד והפחתת מהירויות בצד שני. יוצרו לחצים שונים משני צידי הגליל והתוצאה כוח ניצב לכוון הזרימה.

הקשר בין כוח העילוי על כנף ובין הצירקולציה של האויר סביבו הוכר ופותח ע"י שלושה אנשים שונים מאוד זה מזה.

האנגלי פרדריק לנצ'סטר (1878 - 1946) בונה מכונות, מהנדס ומתמטיקאי חובב. הגרמני וילהלם קיטה (1869 - 1944) מתמטיקאי במקצועו. הרוסי ניקולאי ז'וקובסקי (1847 - 1921) פרופסור למכניקה באוניברסיטת מוסקבה. ז'וקובסקי הראה שעל גוף צילינדרי בעל חתך כלשהוא יפעל כוח $F = \rho V \Gamma$ כאשר ρ - צפיפות הזורם, V - מהירות הגוף ו- Γ עוצמת הערבול העוטף אותו.

כוון הכוח ניצב לכוון הציר ולכוון הזרימה. נותר להראות שגם סביב כנף יש צירקולציה, למצוא את עוצמתה וכך להסביר את העילוי.

הניסויים הראו שאם נניע ממנוחה חתך כנף בעל שפת זרימה חדה (קצה אחורי) נראה שמשתחרר ערבול אל תוך הזורם.

ערבול שווה עוצמה והפוך לכוון נוצר על הפרופיל לפי עקרון ה"פעולה והתגובה". התוצאה דומה לאפקט מגנוס. המהירות הגבוהה (לחץ נמוך) על המשטח העליון והמהירות הנמוכה (לחץ גבוה) על המשטח התחתון יגרמו לעילוי חיובי.

1123-992

עוצמת הצירקולציה הנוצרת תהיה כזו שבשפת הזרימה יהיה שויון בין מה הזורם המגיע מהמשטח העליון למהירות הזורם מהמשטח התחתון. כלל זה נוסח ע"י קוטה וז'וקובסקי ונקרא כלל קוטה - ז'וקובסקי.

תוצאות תאורית הצירקולציה תואמות את התוצאות מנסויים בדיוק רב, בזווית התקפה קטנות. בזווית התקפה גדולה יזדקק הפרופיל עקב השפעות צמיגות והתאוריה לא מתאימה בתחום זה. קוטה וז'וקובסקי עסקו בתחילה רק בפרופיל דו ממדי. הראשון שהחל לטפל בכנף סופית היה לנצ'סטר.

הוא התבסס על חקר הערבולים אשר בוצע ע"י הלמהולץ. לפי האחרון קו ערבול לא מתחיל או מסתיים בזורם. לנצ'סטר הסיק מכך שקו הערבולים הצמוד לכנף לא מסתיים בקצה. חייב להיות לו המשך בצורת קו ערבולים המשתחררים מהקצוות בכיוון מורד הזרם.

נוצרת כך צורת פרסה הכולאת אזור (כולל הכנף) בו יש זרימה בכיוון מטה (Down Wash). מענין לציין שלנצ'סטר קבע גם כי האנרגיה הקינטית המוקנית לאויר שווה לעבודה הדרושה להניע את הכנף באויר, אם הכנף אין סופית עבודה זו שווה לאפס וככל שהכנף קצרה יותר העבודה גדולה יותר.

היה צורך ב"מיסוד" כל התאוריות הנ"ל במסגרת מתמטית. עשה זאת לודויג פרנדטל (1875 - 1953). מהנדס במקצועו בעל תחושה פיזיקלית בלתי רגילה. במהרה התקשרה תאורית הכנף עם שמו של פרנדטל ואילו לנצ'סטר ראה עצמו מקופח וחלקו מושמט.

האמת היא שרק פרנדטל איפשר לטפל בדרך מתמטית בבעית הכנף הסופית. הגחותיו: א. קו ערבול צמוד לכנף עם צירקולציה משתנה. נוצר קו עילוי המיצג את הכנף.

ב. עם כל שנוי ערבול לאורך המוטת משתחרר ערבול בעוצמת השנוי בכיוון מורד הזרם.

ג. הזרימה הנוצרת ע"י הערבולים היא הפרעה קטנה בזרימה המציפה.

ד. הערבולים המשתחררים לאורך המוטת עוקבים אחרי קו הזרם ולא מתחברים מיד לערבול אחד המשתחרר מהקצה.

ה. בקרבת הכנף הזרימה נקבעת לפי פתרון קוטה - ז'וקובסקי לפרופיל דו ממדי (אין זרימה רוחבית).

התקבלה אפשרות לחשב פלוג עלוי לאורך מוטת הכנף לפי צורת הכנף, זווית ההתקפה וסוגי הפרופילרים.

ניתנו כלים לחישוב זווית הפיתול, מיקום מדפים מאזנות.
בצורה זאת הפכה תאוריית הכנף לכסיס בתכנון מטוסים, למרות מגבלותיה.
מגבלותיה הם חוסר הידע לגבי מצב הזדקרות הכנף, אי התאמה לנסוי במקרת של כנף משוכן
לאחור ובמקרה של כנף בעלת מנת ממדים קטנה או מוטה קצרה מאוד.
כנף בעלת מנת מימדים קטנה מתאימה במיוחד למהירויות גבוהות. דוגמא לכנף כזו היא כ
דלתא. והחוסר בתאוריה מבוססת לסוג זה של כנף הפך מעיק יותר ויותר, עד שפותחה
תאוריה ע"י רוברט ג'ונס.

ג'ונס הוא מדען איש N.A.C.A אשר תרם תרומה חשובה מבלי שתהיה לו השכלה אקדמית.
לאחר שנה במכללה עזבה ועבד כנער מעלית. בלחץ סנטור מעירו התקבל לעבודה ב-N.A.C.A.
תוך מתן רשות לעיין בספרות ולשמוע הרצאות. הנחתו המקורית של ג'ונס היתה שבכל חתך
בכנף צרה הנמצא לכוון הזרימה תתקבל זרימה דו-ממדית בקרוב.
המיוחד בהנחה זו יתברר אם נזכור שפרנדטל הניח דו ממדיות הזרימה בחתך בכוון הזרימה
בכנף ארוכה.

תאוריית ג'ונס הוסיפה נדבך חשוב לתאוריית פרנדטל.

1123-992

תאוריית ההתנגדות

בחישוב העילוי הזנחנו כוחות משניים לשטח - כחות חכוך. כשנדבר על התנגדות לא נוכל עוד להתעלם מהם.

קיימים התנגדות לחצים והתנגדות חיכוך. התנגדות לחצים היא רכיב הכוח בכוון התנועה הנובע מפעולת הלחצים סביב הגוף. התנגדות חכוך נובעת משקול הכוחות המשיקיים הפועלים באותו כוון.

התנגדות לחצים קשורה בשתי תופעות עיקריות:

- א. התנגדות עקבה, שווה לאפס בהזנחת חכוך' כאשר קוי הזרם נסגרים סביב הגוף. בזורמים ראליים לא עוקבת הזרימה אחרי הגוף עד קצהו בגלל השפעת החיכוך. הזרימה ניתקת ומשאירה מאחור אזור הנקרא עקבה, ובו לחץ נמוך יותר.
- ב. התנגדות מושרית - המערבולות המשתחררות אחרי הכנף (לפי תאוריית פרנדטל-לנצ'סטר) גורמות למהירות מושרית כלפי מטה באזור הכנף. התוצאה שהעילוי משנה את כווןו ונתרם רכיב כוח בכוון מנוגד להתקדמות הכנף.
- הקטנת ההתנגדות המושרית ע"י הגדלת מנת המימדים של הכנף (מנת המימדים מוגדרת כ- $\frac{b^2}{S}$, b - מוטת הכנף, S - שטחה). בכנף איסופית מנת המימדים אינסוף והתנגדות המושרית אפס. בכנפים עם אותה מנת מימדים נשיג מינימום גרר מושרה בכנף שצורתה אליפטית.
- במטוסים על קוליים ההתנגדות המושרית מהווה חלק קטן מההתנגדות הכוללת. אין נטיה לתכנון כנף ארוכה או אליפטית.

נתייחס עכשיו בהתפתחות גרר העקבה הידוע גם בתור התנגדות צורה.

המנגנון מסובך מאוד ולכן מעניין הטיפול בגוף פשוט יחסית כמו גליל ארוך בתוך זורם. במהירות איטית מאוד הזרימה חלקה וכוח ההתנגדות שווה לאפס לפי עקרון ז'אלמבר.

הגדלה מעטה של המהירות תביא לקבלת שתי שורות מערבולות המשתחררות לסרוגין במורד הזרם. התופעה הזו נקראת רחוב המערבולות של פון קרמן.

פון קרמן עצמו טוען שלא הוא גילה זאת לראשונה. בכנסיה בבולוניה ראה ציור של כריסטופר הקדוש נושא את ישו במים זורמים. אחרי רגלו היחפה של הקדוש תאר הצייר שורות מערבולות לסרוגין.

1123-992

את המאמר שדן בנושא חיבר פון-קרמן בסוף שבוע הוא הראה שהמרחקים בין המערבולות מסוימים וסידור סימטרי לא יהיה יציב. שחרור המערבולות המחזורי גורם לתנודות חוט בזרם האויר עקב הוצרות מערבולות נגדיות על החוט ו"כוח מגנוס". מוכר למשל זמזום חוטי מתח גבוה ברוח או גשר הנכנס לתהודה ומתמוטט בשל זרמי אויר.

המשך הגדלת המהירות הביא להעלמות תופעת המערבולות הסדירות, ולפתע, במהירות מסוימת מקדם ההתנגדות יקטן בקפיצה חריפה.

השאלה שהתעוררה היתה מהו הכלל השולט בתופעות אלה. לפני שנענה יש להסביר את תופעות החיכוך.

חיכוך בזרם לא דומה לחיכוך בין מוצקים. הדימוי של ספר המחליק על משטח לא מתאים, עדיף לדמות ספר פתוח על פניו מחליק ^{על} משטח ודפי הספר מחליקים אחד על גבי השני כאשר העטיפה מונחת בלי תנועה.

מולקולות הזורם משתתפות בשתי תנועות האחת מקבילה לכוון הזרימה והשניה אקראית המולקולות הנוגעות במשטח המוצק מאבדות את רכיב המהירות המקבילה, אבל הן לא נשארות למעשה על השטח כי אם מתנגשות בו אלסטית וחוזרות לזרימה. לפיכך ניתן לומר שהמהירות הממוצעת על המוצק שווה לאפס.

הכוחות המתפתחים בין הגוף והזורם ובתוך הזורם הם כוחות צמיגותיים החלויים בשינוי המהירות כחתך לרוחב הזרם ובסוג הזורם - מקדם צמיגות.
התנהגות כוחות אלה נקבעה מתמטית ע"י נויה (1836 - 1785) וסיר ג'ורג' סטוקס (1819 - 1903).

אם נתבונן בשני גלילים בעלי קוטר שונה, המוסעים במהירויות שונות בזורמים עם מקדמי צמיגות וצפיפויות שונים. נחפש מצבים בהם הזרימות יהיו דומות במלים אחרות - תנאי דמיות.

יחס בין כוחות אינרציה וכוחות חכוך יתן תנאי זה. כאשר היחס נשאר קבוע הזרימות יהיו דומות. אקרט כינה את היחס מספר ריינולדס, $R_e = \frac{\rho V L}{\mu}$ בו ρ - צפיפות, μ - מקדם צמיגות, V - מהירות זרימה ו- L אורך אופייני.

מעתה תנאי זרימה שונים יובדלו ע"י מספר ריינולדס לא ממדי שונה.

1123-992

המספר נקרא על שם אוסבורן ריינולדס (1842 - 1912) פרופסור באוניברסיטת מנצ'סטר, הראשון שעסק בבעיות הדמיות.

אותה נפילה פתאומית בהתנגדות על גליל מתרחשת ב- $Re=2 \times 10^5$ הסיבה הפיזיקלית לשנוי הפתאומי הוא שני סוגי זרימה למינרית וטורבולנטית.

הזרימה הלמינרית חלקה ושקטה ובטורבולנטית יש חתוך קוי זרם, "שצף קצף". המהנדט הגרמני גוטהילף הינריך לודוויג הגן (184 - 1797) איבחן ב-1854 את המעבר מזרימה למינרית לטורבולנטית.

איך משפיע המעבר על שנוי ההתנגדות?

סביב גוף בזרימה נוצרת שכבת גבול, זהו אזור בו המהירות משתנה מאפס על פני הגוף עד מהירות הזרימה הלא מופרעת. בשכבת גבול למינרית המהירות בקרבת הגוף איטית יותר מזו שבשכבת גבול טורבולנטית.

הדבר דומה למסע בו החזקים עוברים בין השורות, קדימה ואחורה ועוזרים לחלשים (ש.ג. טורבולנטיות).

בש.ג. טורבולנטית תהיה אנרגיה קינטית רבה יותר מאשר בש.ג. למינרית. לכן תנתק ש.ג. למינרית מהר יותר ונקבל עקבה רחבה וחזקה היוצרת גרר עקבה גדול.

ש.ג. טורבולנטית מסוגלת לעקוב אחרי קוי הגוף לאורך דרך ארוכה יותר עד הנתקותה.

להנתקות המוזכרית גורם בד"כ מפל לחץ נגדי המתנגד לזרימה.

תופעת שנוי הגרר על כדור התגלתה בדרך פיקנטית.

פרנדטל בגייטנגן קבל ערך כפול עבור מקדם התנגדות מאשר אייפל בפאריז. בחילופי הידע ביניהם התבטא אחד ממהנדסי המעבדה של פרנדטל כי אייפל שכח לכפול ב-2 בכך שחישב את המקדם יחסית ל- ρV^2 ולא $\frac{1}{2} \rho V^2$.

ההערה הגיעה לאייפל המבוגר, ברוב רוגזו ביצע מדידות עבור תווים מטפרי ריינולדס נרחב וגילה את הקפיצה בגרר על הכדור. את ההסבר המוזכר להבדל נתן דוקא פרנדטל.

13-792

כדאי לישם את המסקנות לגבי כנף בזרימה כי הנתקות שכבת הגבול על הכנף משמעותו הזדקרות.

אם הזרימה תהיה טורבולנטית ההנתקות מאוחרת יותר ולקראת שפת הזרימה בעוד הנתק למינרית תתבצע בסביבות שפת ההתקפה. הנתקות מוקדמת גורמת להזדקרות חזקה יותר ומסוכנת.

בראה כי יש לתכנן כנף בה יוקדם המעבר מלמינרית לטורבולנטית. ה"קוץ באליה" ה שמקדם ההתנגדות עבור זרימה טורבולנטית גדול פי 2 ויותר מזה של זרימה למינרית ובתכנון כנף תת-קולית לא ניתן להתעלם מכך.

במלחה"ע ה-2 החלו לתכנון פרופיל למינרי ע"י הקטנת עלית הלחץ-הנגדי על המשטח העליון. בכך יוקטן קצב האטת הזרימה למינרית ויציבותה תגדל.

בפרופיל כזה הזרימה למינרית כמעט לכל אורכו וההתנגדות נמוכה מאוד.

מבחינה טכנית יש לדאוג לטולרנסים צפופים וטיב שטח מעולה.

1123-972

אווירודינמיקה על קולית

הפרק עוסק בתחום נרחב יותר מאווירודינמיקה על קולית. הוא עוסק ביסודות האווירודינמיקה של זורמים דחיסים בתחום תת ועל קולי.

עד עתה התיחסנו אל האוויר כלא דחיס ובעל טמפרטורה קבועה. במהירויות נמוכות זה נכון בקרוב טוב אבל לא נכון במהירויות גבוהות. בתחום מהירות גבוהה השנויים בצפיפות ובטמפרטורה גדולים וחייבים להלקח בחשבון.

ההבדל המהותי בין זורם דחיס ללא דחיס הוא שבזורם לא דחיס התפשטות הפרעת לחץ מיידית, בעוד שבדחיס היא תתבצע במהירות מסוימת.

מהירות התקדמות הפרעת לחץ קטנה נקראת מהירות הקול.

הראשון שחישב את מהירות הקול היה ניוטון, הוא קיבל תוצאה של 979 רגל בשניה. מדידה בשדה ארטילריה ליד לונדון נתנה לעומת זאת 1142 בשניה.

את ההבדל של 17 אחוז הסביר ניוטון בהמצאות אבק ולחות באויר...

פייר סימון, המרקז לפלס (1794 - 1827) תקן את חשבו של ניוטון ע"י שנוי עובדת יסוד. ניוטון התיחס לתהליך התקדמות ההפרעה כתהליך בטמפרטורה קבועה. לפלס לעומת זאת התיחס לתהליך המתבצע ללא חילופי חום עם הסביבה - כלומר תהליך אדיאבטי.

היחס בין מהירות גוף בזורם (או מהירות הזרימה) לבין מהירות הקול נקרא מספר מאך. על שמו של ארנסט מאך (1838 - 1916). מאך, פרופסור לפיזיקה בוינה עסק במחקר ראשוני בנושא תנועה על קולית, והיה הראשון שנעזר בשיטת שליך. זוהי שיטה המאפשרת הסתכלות בזרימה על קולית ומבוססת על רגישות להבדלי צפיפויות מקומיים בזורם.

הבה נתבונן בהתקדמות הפרעה בתווך דחיס. אם הזורם, במנוחה, חזיתות התפרעות יתקדמו במהירות הקול באופן שווה בכל הכוונים, כך שיוצרו כדורים מתפשטים.

אם מקור ההפרעות מושם בזרימה, ההפרעות ינשאו ע"י הזרם ובאותו זמן ימשיכו להתקדם יחסית אליו במהירות הקול. התוצאה התפשטות לא סימטרית: מהירה יותר בכוון הזרם ואיטית במעלה הזרם.

1123-992

כאשר מהירות הזרימה שווה למהירות הקול המקור לא מסוגל ל"שלוח" הפרעה במעלה הזרם
ההפרעות לפיכך ירוכזו בחצי חלל בלבד.

במידה ומהירות הזרימה גדולה ממהירות הקול אזור התפשטות ההפרעות יצומצם לקונוס מא
כאשר בקצהו מקור ההפרעות.

זוית הפתיחה של הקונוס - זוית מאך, תלך ותקטן עם גידול המהירות.

עבור מקור המתקדם באויר - התוצאה תהיה זהה לחלוטין. כשמדברים על הפרעה יש לזכור
שתנועת גוף באויר מהווה הפרעה חשובה.

במידה והמקור נקודתי או לוח שטוח חסר עובי קוי המאך יתארו מעבר מאזור מופרע ללא
מופרע.

כאשר המקור הוא גוף תווצר מערכת גלי הלם (Shock Wave) על הגוף הנע.

גל הלם מתאר אזור לאורכו חלה קפיצה בפרמטרים היסודיים של הזרימה. שנויי מהירות,
לחץ, צפיפות וטמפרטורה.

נושא גלי ההלם נחקר בשטחי האוירודינמיקה, הבליסטיקה, חומרי נפץ ודטונציה עד
לקוסמולוגיה. אנו מכירים: גלי דחיסה גיצכים ועקומים בהם נדחס הזורם ומאיט ממהיר
על לתת קולית, גלי דחיסה משופעים בהם משנה הזורם כוון תנועה, נדחס ונשאר במהירות
על קולית. ומערכת גלי התפשטות דרכם משנה הזורם כווננו, לחצן יורד ומהירותו העל
קולית גדלה.

הראשון שניסה לחשב את היחס בין מצבי הזורם לפני ואחרי הגל היה ברנרד ריימן
(1826 - 1866), מתמטיקאי גרמני. אבל הוא עשה טעות שתוקנה מאוחר יותר ע"י רנקין.
ואיש הבליסטיקה הצרפתי פייר הנרי הגינו (1851 - 1887). ריימן חשב שהאנטרופיה נשא
קבועה לרוחב הגל אבל התברר שהאנרגיה הכללית נשארת קבועה ואילו האנטרופיה עולה
(תהליך לא הפיך).

כמובן שהבנת הזרימה העל קולית הובילה לפתוח תאוריות עבור כנף על קולית. יעקב אקרנ
פיתח לראשונה תאורית עילוי וגרר עבור פרופיל כנף במהירות על קולית. הנחתו היתה
שההפרעות הנוצרות ע"י כנף דקה הינן הפרעות קטנות מאוד.

1123 - 992

לפי תאורית ההפרעות הקטנות מתקבל בטוי לעילוי של לוח שטוח הנוטה ביחס לזרימה
על - קולית.

העלוי שווה ל- $2\rho V^2 \alpha S / \sqrt{M^2 - 1}$ כאשר ρ - צפיפות, V - מהירות הזרימה, α - זווית נטית
הלוח, S - שטח ו- M מספר מאך מקדם העילוי המוגדר לפי כוח עילוי שווה
 $\frac{1}{2} \rho S V^2$

ל- $\frac{4\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}}$ והוא קטן עם עליית מספר מאך.

במקביל הציעו פרנדטל (מיודענו זה מכבר) וגלאוארט תיקון למקדם העילוי במהירויות
תת-קוליות כאשר מתחשבים בדחיסות התווך. הביטוי המוצע $\frac{2\pi\alpha}{\sqrt{1-M^2}}$ כאשר $2\pi\alpha$
הוא מקדם העילוי בזורם לא דחיס ($M \rightarrow 0$). וזוהי למעשה התוצאה של תאורית הצירקולציה.

שני הפתרונות הנ"ל נותנים מקדם עילוי אין סופי בקרבת $M=1$ בלי כל קשר למציאות.
היה צורך בתאוריה לתחום זה. התחום נקרא ע"י פון קרמן ודרידן תחום עבר קולי
(TRANSONIC). היה ויכוח ביניהם איך יש לכתוב זאת. דרידן הציע שני "S", פון קרמן
הציע "S" אחד. ובמסקנותיו שנישלו בדו"ח לחיל האוויר הזכיר את המלה בהשתמשו ב-"S"
אחד.

תשובת הגנרל כללה את המלה בצורה זו וכך ניתנה לה גושפנקא רשמית.

המציאות הראתה ירידה במקדם העלוי ועליה במקדם ההתנגדות בסביבות $M = 0.9$.

פון קרמן שגילה שאם נזרים אויר על פני פרופיל, בסביבות $M = 0.9$ נקבל מהירות על קולית
באזור אמצע הפרופיל עקב האצה מקומית. תהליך הירידה חזרה למהירות תת-קולית תתבצע
דרך גל-הלם ניצב ויהיה מלווה בעליית לחץ. כפי שהראנו בפרק הקודם שכבת הגבול נוטה
להנתק בזרימה דרך מפל לחץ נגדי, ואמנם כך יהיה.

תחול הנתקות במעבר דרך גל ההלם והפרופיל יזדקק.

הזדקרות זאת משמעותה ירידת מקדם העילוי ועליית מקדם ההתנגדות.

התופעות האלה במטוס מהוות את "מחסום הקול".

מטוס בתכנון מתאים לתת-קולי הנכנס לתחום עבר-קולי, ירגיש ב:

א. שנויים לא צפויים בקיזוז עקב תזוזת מקום פעולת כוח העילוי.

ב. קושי בניהוג עקב הזדקרות גלים על משטחי ההיגוי.

ג. רעידות עקב "תזוזות" הגלים על הכנפים.

התשובות לבעיות אלה היו בין היתר, משיכת הכנף לאחור. היות ורכיב המהירות הניצב לפרופיל הוא קובע את סוג התופעות. ניתן להגדיל את מהירות הטיסה לעל קולית בעוד הזרימה הניצבת לכנף תהיה תת-קולית. כבר בקונגרס וולטה 1935 צייר ג'נרל קרוקו מטוס עם כנף משוכה על גבי התפריט.... הצעות ופיתוחים מעשיים יותר הועלו ע"י ג'ונס ובטץ' במקביל.

משיכת הכנף, אמצעי הנעה משוכללים יותר, עזריים בניהוג וכו' איפשרו להיגע למספרי מאך גבוה 2.5-3.

הבעיות בתחום זה שונות ובהן נעסוק בחוברת אחרת.

גדלים פיסיקליים

הגדלים הפיסיקליים אשר יעניינו אותנו בניתוח תנועתו של המטוס באויר הם:-

- א. לחץ - P : מוגדר ככוח ליחידת שטח. גמדד ביחידות $\frac{\text{ק"ג}}{\text{סמ"ר}}$ או $\frac{\text{ניוטון}}{\text{מ}^2}$ ביחידות בינלאומיות: $\frac{\text{ק"ג}}{\text{מ}^2}$ (יחידות בי"ל).
יחידות נוספות הן: אטמוספירה, PSI, HPZ.
- ב. צפיפות - ρ - מוגדרת כמסה ליחידת נפח. נמדדת ביחידות $\frac{\text{ק"ג}}{\text{מ}^3}$ (יחידות בי"ל).
- ג. טמפרטורה - T - מוגדרת כמידת חומו של הגוף. נמדדת ב- $^{\circ}\text{K}$ (טמפרטורה מוחלטת).
- ד. מהירות - V - מוגדרת כמהירות ליחידת זמן. נמדדת ב- $\frac{\text{מ}'}{\text{שני}}$ (יחידות בי"ל).

2. האטמוספירהא. כללי

אטמוספירה היא שם כולל למעטפת הגזים העוטפת את כדור הארץ. השם נגזר מלטינית:

$\alpha\tau\mu\sigma$ = אדים

$\sigma\phi\alpha\iota\alpha$ = ספירה (כדור)

האטמוספירה מהווה תערובת גזים המכילה כ:

78% - חנקן

21% - חמצן

1% - גזים שונים כגון: ארגון, אדי-מים וכו'.

גובה האטמוספירה מעל כדור הארץ מגיע למאות קילומטרים.

נוהגים לחלק את האטמוספירה לשכבות שונות עפ"י השתנות הטמפרטורה בכל

שכבה (ראה דיאגרמה מסי' ו). עבור כלי-טייס הקיימים כיום (פרט לחלליות)

מעניינת אותנו האטמוספירה התחתית הקרובה לפני כדור הארץ (עד 35 ק"מ

בקרוב). כדי לסבר את האוזן, תקרת הטייס של F-15 היא 30.5 ק"מ ושל

F-16 15.2 ק"מ. השכבה התחתונה ביותר - עד גובה ממוצע, אשר משתנה

בהתאם לעונות השנה ולמיקום הגיאוגרפי של 10 ק"מ - נקראת הטרופוספירה.

בשכבה זו קטנה הטמפרטורה עם העליה בגובה בשיעור ממוצע של 6.5°C לכל

ק"מ. השכבה השנייה - עד גובה ממוצע של 25 ק"מ - נקראת הסטרטוספירה.

בשכבה זו הטמפרטורה הממוצעת קבועה ואינה משתנה עם שינוי הגובה.

טמפרטורה קבועה זו הינה 56.5°C - או 216.5°K .

השכבה הבאה הינה המזוספירה. שם גדלה הטמפרטורה עם העליה בגובה בשעור

הנע בין 1 עד 3 מעלות לק"מ.

שאר השכבות נראות בדיאגרמה.

ב. השתנות תכונות אחרות עם העליה בגובה

לא רק הטמפרטורה משתנה עם העליה בגובה, אלא גם שאר התכונות המוזכרות לנו.

הלחץ - קטן עם העליה בגובה היות ועמוד האוויר הלוחץ הולך וקטן עם העליה בגובה.

הצפיפות - קטנה עם העליה בגובה גם היא.

כפי שנאמר כבר קודם, אין תכונות אלה תלויות בגובה בלבד אלא בגורמים נוספים כגון:-

(1) בשעות היום השונות משתנה הטמפרטורה במעלות אחדות ולעיתים אף עשרות מעלות.

(2) עונות השנה השונות.

(3) מיקום גיאוגרפי (קטבים לעומת קו משוה, למשל).

ביצועי המטוס מושפעים מאוד מתנאים אטמוספריים (למשל: השפעת הטמפרטורה על אורך מסלולי המראה ונחיתה). כדי לאפשר השוואה בין ביצועי מטוסים שונים ממקומות שונים, מגדירים אטמוספירה סטנדרטית (תקנית). אטמוספירה סטנדרטית היא אטמוספירה דמיונית שאינה קיימת במציאות. היא מהווה ממוצע של מדידות אטמוספריות שונות ונתונה בטבלה מס' 1.

עפ"י האטמוספירה הסטנדרטית ערכי הטמפרטורה, הלחץ והצפיפות של האוויר בגובה פני הים הם:-

טמפרטורה בגובה פני הים: $288^{\circ}K = 15^{\circ}C$

לחץ בגובה פני הים: $1 \text{ atm} = 760 \text{ מ"מ כספית} \sim 1.013 \frac{\text{ק"ג}}{\text{סמ}^2}$

צפיפות בגובה פני הים: $0.125 \frac{\text{ק"ג-שנ}^2}{\text{מ}^4} \sim 1.25 \frac{\text{ק"ג}}{\text{מ}^3}$

ג. חוק הגזים

הלחץ, הצפיפות והטמפרטורה של כל גז שהוא (כולל האויר שבאטמוספירה) קשורים ע"י חוק טבע הידוע כמשוואת הגזים האידאליים. ניסוחו המתמטי הוא כזה :-

$$(1) \quad P = \rho RT$$

כאשר:

P - לחץ

ρ - צפיפות

T - טמפרטורה מוחלטת

R - קבוע (המסומנה לכל סוג של גז)

R של אויר למשל, הוא $\frac{287}{\text{קג"מ} \cdot \text{א}^{\circ}}$ דז'אול

טבלה 1: אסוספורה סטנדרטית ביחידות M.K.S.						
מספרים	Newton/m ²	T ^c K טמפרטורה	ρ kg/m ³	$\sigma = \frac{p}{p_0}$	c m/s	$v = \frac{c}{\sigma} \times 10^6 \frac{m}{s}$
0	101325	288,150	1,2250	1,0000	340,29	14,607
200	98945	286,850	1,2017	0,9809	339,53	14,839
400	96611	285,550	1,1786	0,9622	338,76	15,075
600	94322	284,250	1,1560	0,9437	337,98	15,316
800	92076	282,950	1,1336	0,9254	337,21	15,562
1000	89875	281,650	1,1116	0,9075	336,43	15,813
1200	87716	280,350	1,0900	0,8898	335,66	16,069
1400	85599	279,050	1,0686	0,8723	334,88	16,331
1600	83524	277,750	1,0476	0,8552	334,10	16,598
1800	81489	276,450	1,0269	0,8383	333,31	16,870
2000	79495	275,150	1,0056	0,8216	332,53	17,148
2200	77541	273,850	0,9864	0,8052	331,74	17,432
2400	75626	272,550	0,9666	0,7891	330,95	17,722
2600	73749	271,250	0,9472	0,7732	330,16	18,019
2800	71910	269,950	0,9280	0,7575	329,37	18,321
3000	70109	268,650	0,9091	0,7421	328,58	18,630
3200	68344	267,350	0,8905	0,7270	327,78	18,946
3400	66615	266,050	0,8723	0,7121	326,98	19,269
3600	64922	264,750	0,8543	0,6974	326,18	19,598
3800	63264	263,450	0,8366	0,6829	325,38	19,935
4000	61640	262,150	0,8191	0,6687	324,58	20,279
4200	60051	260,850	0,8020	0,6547	323,77	20,631
4400	58494	259,550	0,7851	0,6409	322,97	20,900
4600	56971	258,250	0,7685	0,6274	322,16	21,358
4800	55479	256,950	0,7522	0,6140	321,34	21,733

טבלה 1 : אמטוספירה סטנדרטית (המשך).

H מטרים	p Newton/m ²	T°K	ρ kg/m ³	$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$	c m/s	$v = \frac{\mu}{\rho} \times 10^6 \frac{m^2}{s}$
5000	54020	255,650	0,7361	0,6009	320,53	22,118
5200	52592	254,350	0,7203	0,5880	319,71	22,511
5400	51194	253,050	0,7048	0,5753	318,90	22,912
5600	49827	251,750	0,6895	0,5629	318,08	23,323
5800	48489	250,450	0,6745	0,5506	317,25	23,744
6000	47181	249,150	0,6597	0,5385	316,43	24,174
6200	45901	247,850	0,6452	0,5267	315,60	24,614
6400	44650	246,550	0,6309	0,5150	314,77	25,064
6600	43426	245,250	0,6169	0,5036	313,94	25,525
6800	42230	243,950	0,6031	0,4923	313,11	25,997
7000	41061	242,650	0,5895	0,4812	312,27	26,479
7200	39918	241,350	0,5762	0,4703	311,44	26,974
7400	38800	240,050	0,5631	0,4597	310,60	27,480
7600	37709	238,750	0,5502	0,4492	309,75	27,998
7800	36642	237,450	0,5376	0,4388	308,91	28,529
8000	35600	236,150	0,5252	0,4287	308,06	29,072
8200	34582	234,850	0,5130	0,4188	307,21	29,629
8400	33587	233,550	0,5010	0,4090	306,36	30,199
8600	32616	232,250	0,4892	0,3994	305,51	30,784
8800	31668	230,950	0,4777	0,3899	304,65	31,383
9000	30743	229,650	0,4663	0,3807	303,79	31,997
9200	29839	228,350	0,4552	0,3718	302,93	32,626
9400	28957	227,050	0,4443	0,3627	302,07	33,271
9600	28096	225,750	0,4336	0,3539	301,20	33,932
9800	27256	224,450	0,4230	0,3453	300,33	34,611

טבלה 1: אטמוספירה סטנדרטית (המספר).

H	p	T°K	ρ	$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$	c	$v = \frac{v}{\rho} \times 10^6 \frac{m^2}{s}$
מטרים	Newton/m ²		kg/m ³		מ/ד	
10000	26436	223,150	0,4127	0,3369	299,46	35,308
10200	25637	221,850	0,4206	0,3286	298,59	36,020
10400	24857	220,550	0,3926	0,3205	297,71	36,732
10600	24097	219,250	0,3829	0,3125	296,83	37,503
10800	23355	217,950	0,3733	0,3047	295,95	38,273
11000	22632	216,650	0,3639	0,2971	295,07	39,064
11200	21929	216,650	0,3526	0,2879	295,07	40,316
11500	20916	216,650	0,3363	0,2746	295,07	42,269
12000	19330	216,650	0,3108	0,2537	295,07	45,736
13000	16510	216,650	0,2655	0,2167	295,07	53,548
13500	15259	216,650	0,2454	0,2003	295,07	57,941
14000	14102	216,650	0,2268	0,1851	295,07	62,694
14500	13033	216,650	0,2129	0,1738	295,07	66,776
15000	12045	216,650	0,1937	0,1581	295,07	73,403
16000	10287	216,650	0,1654	0,1350	295,07	85,940
17000	8787	216,650	0,1413	0,1153	295,07	100,619
18000	7505	216,650	0,1207	0,0985	295,07	117,804
19000	6410	216,650	0,1031	0,0841	295,07	137,926
20000	5475	216,650	0,0880	0,0719	295,07	161,484
21000	4678	217,650	0,0749	0,0611	295,75	190,603
22000	4000	219,650	0,0637	0,0520	296,43	224,799
23000	3422	219,650	0,0543	0,0443	297,11	264,932
24000	2930	220,650	0,0463	0,0378	297,78	311,995
25000	2511	221,650	0,0395	0,0322	298,46	367,144
26000	2153	222,650	0,0337	0,0275	299,13	431,723
27000	1847	223,650	0,0288	0,0235	299,80	507,291
28000	1586	224,650	0,0246	0,0201	300,47	595,655
29000	1363	225,650	0,0210	0,0172	301,14	698,911
30000	1172	226,650	0,0180	0,0147	301,80	819,478

1123-992

3. חוקי השימור

א. מבוא

כאשר האוויר נמצא בתנועה, מתווספים לחוק הגזים חוקים נוספים אשר מבטאים את השינויים בתכונותיו של האוויר תוך-כדי זרימתו. חוקים אלה נקראים חוקי השימור האנרגטיים והם מהווים בסיס להבנת עקרונות הטיסה וביצועי המטוס.

ב. חוק הרציפות

נחבון בזרימה בצינור בעל חתך משתנה (צינור מסי 1). נדון בחתכים (1) ו-(2). בחתך (1) הצפיפות ρ_1 , שטח החתך A_1 ומהירות הזרימה V_1 . בחתך (2) תהיה הצפיפות ρ_2 , שטח החתך A_2 ומהירות הזרימה V_2 . בפרק זמן קצר Δt תכנס לחתך (1) כמות חומר הנמצאת בגליל ששטחו A_1 גובהו $\Delta x_1 = V_1 \Delta t$ וצפיפותו ρ_1 , ראה ציור. כלומר $\Delta m_1 = \rho_1 A_1 V_1 \Delta t$. באופן דומה תהיה כמות החומר שחוצה מחתך (2) באותו פרק זמן Δt :

$$\Delta m_2 = \rho_2 A_2 V_2 \Delta t$$

חוק הרציפות, או חוק שמור החומר קובע כי תוך-כדי זרימה חומר אינו "נברא" ואינו "נעלם". לכן צליכה כמות החומר הנכנסת לחתך (1) להיות שווה לכמות החומר היוצאת בחתכים הבאים:

- (1) אין "מקורות" או "בורות" של מסה בין החתכים אלה.
- (2) הזרימה היא תמידית.

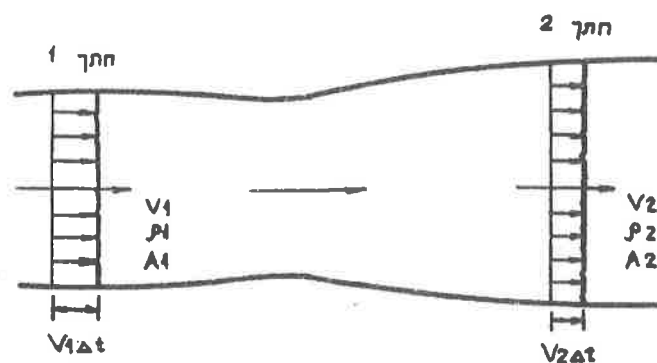
מחתך (2).

$$\text{כלומר: } \rho_1 A_1 V_1 \Delta t = \rho_2 A_2 V_2 \Delta t$$

$$\text{או: } \rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 \quad (2)$$

זו צורתו המתמטית של חוק הרציפות. צורה זו אפשר לפשט: החתכים (1), (2), נבחרו באקראי ולמעשה זהה המכפלה $\rho A V$ לכל החתכים. כלומר, חוק הרציפות יראה כך:

$$\rho A V = \text{Const.} \quad (3)$$



כיוון הזרימה משמאל לימין

ציור מס' 1

כפי שנראה מאוחר יותר בפרק הדן באוירודינמיקה על-קולית, תלויה הצפיפות ρ במספר מאך המסומן ב-M. (מספר מאך הוא היחס בין מהירות הזרימה לבין מהירות הקול באותו מקום). לעת עתה נסתפק בציון העובדה כי במהירויות תת-קוליות, כאשר מספר מאך קטן מ-0.4 ($M < 0.4$) הצפיפות קבועה בקרוב טוב. זהו תחום הזרימה התת-קולי הבלתי דחיס ובו כאמור:

$$(4) \quad \rho = \text{Const.} \quad M < 0.4$$

כיוון שכך, יראה חוק הרציפות (3) לתחום זה בצורה הבאה:-

$$(5) \quad AV = \text{Const.}$$

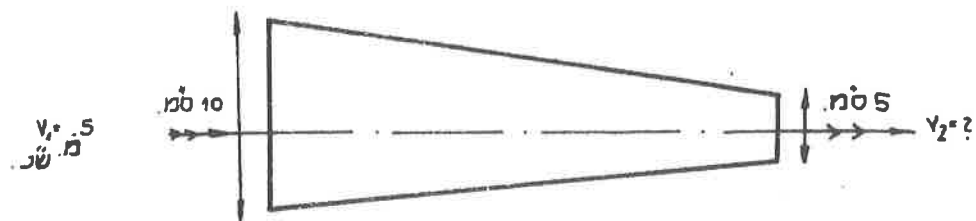
מתוך (5) משתמע כי מהירות הזרימה V גדלה ככל ששטח החתך A קטן וזאת כדי לשמר על ערך קבוע של המכפלה AV . משמעות זו של חוק הרציפות נכונה רק עבור התחום התת-קולי הבלתי דחיס. בזרימה על-קולית יהיה הנסוח של חוק הרציפות כמו (3).

אנו מכירים חוק זה באופן אינטואיטיבי ומשתמשים בו בחיי היומ-יום. בזמן השקית גינה בעזרת צנור, כאשר אנו מעונינים להרחיק את זרם המים לערוגה רחוקה, אנו מיצרים את פית הצנור. עיי כך מקטינים את שטח החתך בו זורמים המים ולכן מהירותם ביציאה מהצנור גדלה.

גם צנור לכיבוי-אש שצריך להזרים מים במהירות גבוהה (על-מנת להגיע לגבהים ולמרחקים גדולים) בנוי בהתאם. הצנור הינו בעל קוטר גדול, אך הפיה צרה מאוד, כך שמהירות המים ביציאה גדלה בהתאם לחוק הרציפות.

נחיר (תת-קולי) של מנוע סילוני גם כן בנוי באופן מתכנס על-מנת להגביר את מהירות הגזים היוצאים ממנו.

תרגיל דוגמא



מים זורמים בצנור מתכנס. מהירות המים בנקודה שבו קוטר הצנור 10 ס"מ נמדדה ונמצאה שווה ל-5 $\frac{\text{מ}'}{\text{שני}}$. מה תהיה מהירות המים ביציאה מפתח הצנור שם הקוטר 5 ס"מ?

פתרון

עבור זרימה של מים ניתן להניח שזו זרימה בלתי דחיסה, דהיינו ρ קבוע. לכן:

$$v_1 A_1 = v_2 A_2$$

נתון:

$$v_1 = \frac{m'}{s} 5$$

$$A_1 = \frac{\pi d_1^2}{4} = 2 \text{ סמ}^2 78.5$$

$$A_2 = \frac{\pi d_2^2}{4} = 2 \text{ סמ}^2 19.625$$

$$v_2 = \frac{A_1}{A_2} \cdot v_1 = \frac{78.5}{19.625} \cdot 5 = \frac{m'}{s} 20$$

ג. חוק שמור התנע הקוי

החוק אומר: תנע של גוף או מערכת גופים נשאר קבוע אם אין פועלים על הגוף או המערכת כוחות חיצוניים.
כאשר מדובר בגוף קשיח התנע שלו שווה:

$$m \cdot v = \text{תנע קוי [ניוטון-שניה]}$$

כאשר:

m - מסת הגוף [ק"מ]

v - מהירות הגוף [מ'/שני]

התנע הקוי הינו גודל וקטורי וכוונו הוא כוון המהירות של גוף.
כאשר מדובר על תנע של זורם מסוים, אור, מים, שמן וכו', מבטאים את התנע ליחידת זמן, דהיינו:-

$$\dot{m}v = \rho VA \cdot v = \rho v^2 A$$

זורם [ניוטון]

כאשר:

 $\dot{m}$ - כמות המסה הזורמת ליחידת זמן (ספיקה מסית) $\left[\frac{\text{ק"ג}}{\text{שני}} \right]$ ρ - צפיפות הזורם $\left[\frac{\text{ק"ג}}{\text{מ}^3} \right]$ A - שטח החתך דרכו עובר הזורם $[\text{מ}^2]$ v - מהירות הזורם $\left[\frac{\text{מ}}{\text{שני}} \right]$

את חוק שמור התנע הקוי ניתן לנסח גם כך. שינוי התנע ליחידת זמן של גוף או מערכת שווה לשקול הכוחות החיצוניים הפועלים על הגוף או המערכת.

$$\Delta(\dot{m}v) = \Sigma F$$

בצורה מתמטית ניתן לרשום חוק זה:

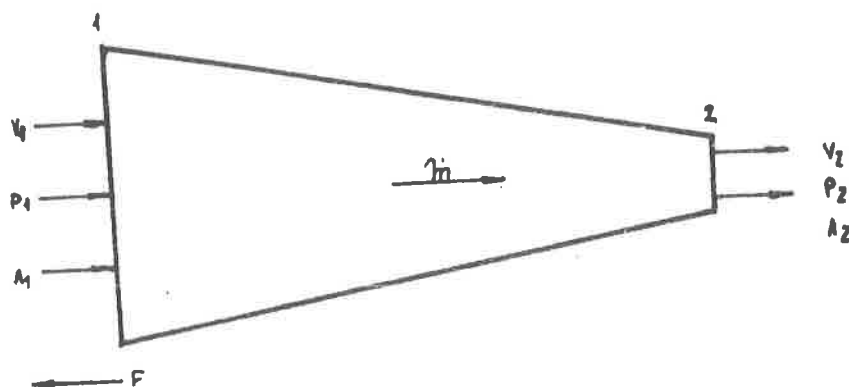
 F - כוח חיצוני [ניוטון]

הערה: בחישוב הכוחות החיצוניים יש להביא בחשבון גם את כוחות הלחץ הקיימים בזרימה. משואת הכוח הפועל על צנור (או מנוע) אשר אויר נכנס אליו במהירות מסוימת ויוצא במהירות אחרת היא:-

$$F = \dot{m}v_2 - \dot{m}v_1 + p_2(A_2 - A_1)$$

כאשר:

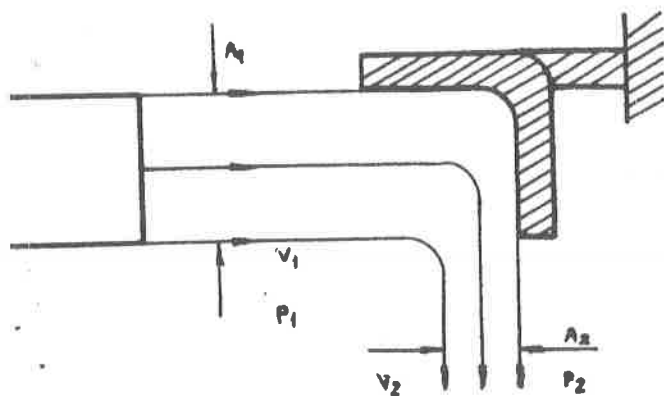
 F - הכוח הפועל על הצנור (במקביל לכוון הזרימה) [ניוטון] $m = \rho v A$ - ספיקה מסית של הזורם $\left[\frac{\text{ק"ג}}{\text{שני}} \right]$ v_2 - מהירות הזורם ביציאה $\left[\frac{\text{מ}}{\text{שני}} \right]$ v_1 - מהירות הזורם בכניסה $\left[\frac{\text{מ}}{\text{שני}} \right]$ p_2 - לחץ סטטי בחתך 2 $\left[\frac{\text{ניוטון}}{\text{מ}^2} \right]$ A_2 - שטח חתך 2 $[\text{מ}^2]$ A_1 - שטח חתך 1 $[\text{מ}^2]$



ציור מס' 2

תרגיל דוגמא

זרם מים בעל צפיפות 1 גריימ סמ"ק פוגע בלוח המטה את הזרימה ב-90° כלפי מטה, תוך שמירה על שטח - חתך קבוע (5 ס"מ). אם מהירות הזרימה ביציאה מהצינור הייתה 10 מ"ש. מהו שקול הכוחות הפועל על הקיר הנראה בציור 3 ? (הזנח איבודי גובה של הנוזל).



פתרון

המים שינו את התנע שלהם גם בכוון x וגם בכוון ציר y . מכאן נקבל:-

$$(\dot{m}V) = F$$

בכוון x

$$\dot{m}V_{2x} - \dot{m}V_{1x} = F_x$$

$$0 - \dot{m}V_{1x} = F_x$$

$$F_x = -\rho V_{1x}^2 A_1 = 1 \cdot \frac{10^6}{10^3} \cdot 10 \cdot 5 \cdot 10^{-4} = -5 \text{ ניוטון}$$

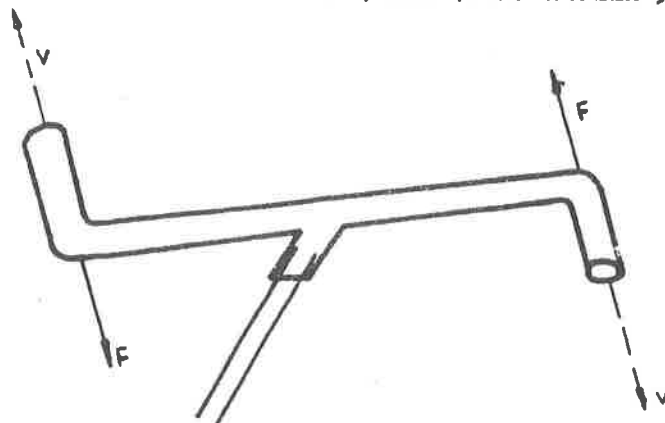
דהיינו הכוח יפעל בכוון הפוך לכוון x המוגדר. כנ"ל לגבי ציר y ונקבל:

$$\dot{m}V_{2y} - \dot{m}V_{1y} = F_y$$

$$-\dot{m}V_{2y} - 0 = F_y$$

$$F_y = -\rho V_{2y}^2 A_2 = -5 \text{ ניוטון}$$

גם חוק שימור התנע מוכר לנו מחיי היום-יום. עקרון הפעולה של ממטרה מושחת על חוק זה. לממטרה פתחים ליציאת מים המכוונים כך שבעת יציאת המים יגרמו לתנועת זרוע הממטרה בכוון ההפוך (ראה ציור).

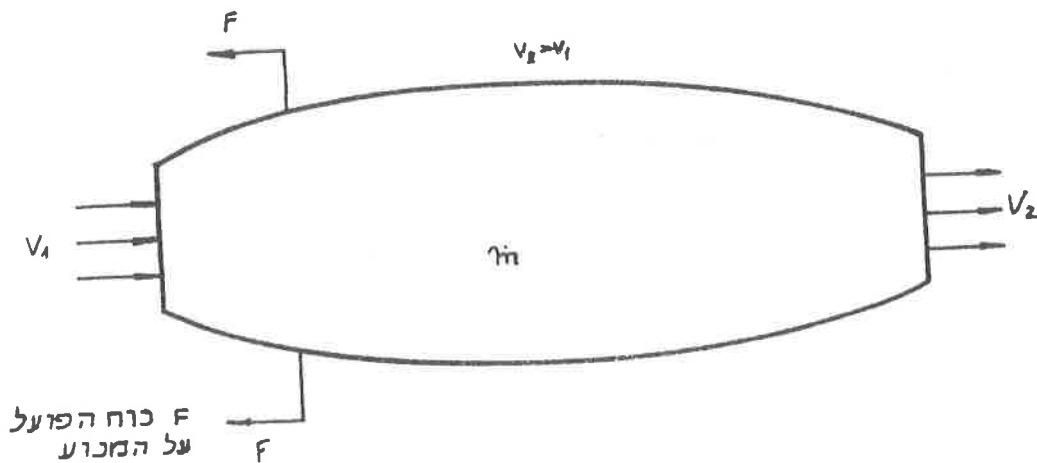


כוון יציאת המים
מפתח הממטרה

כוח המנוגד לכוון יציאת המים פועל על זרוע הממטרה. צמד הכוחות הפועל על שתי זרועות הממטרה גורם למזמנט המסובב אותה.

אם נפתח פיה של בלון נפוח נראה שהבלון עף בכוון הפוך להימצאות הפיה. הסיבה פשוטה: כאשר הפיה סגורה התנע של כל המערכת (אוויר + בלון) שווה ל-0. עם פתיחת הפיה, האוויר הפורץ דרכה החוצה, מרויח תנע בכוון תנועתו. על-מנת לשמור על תנע כולל אפס, מרויח הבלון ומה שנשאר בתוכו תנע שווה אך בכוון ההפוך.

עקרון זה של הבלון הינו למעשה עקרון הפעולה של מנוע רקטי. מנוע סילוני דומה להם גם כן בניצול חוק שימור התנע. המנוע הסילוני הינו צינור, המתוכנן היטב לכל חלקיו, כך שאוויר נכנס במהירות מסוימת ויוצא במהירות גבוהה הרבה יותר. כלומר, תוך-כדי מעבר האוויר דרך המנוע הוא מרויח תנע בכוון היציאה ולכן המנוע מרויח תנע (או כוח) בכוון התנועה. (ראה ציור).



ציור מס' 5

ד. חוק שמור האנרגיה

נתבונן בכמות קטנה של אוויר שמסתה m , מהירותה v , צפיפותה ρ , לחצה p , נפחה V , והטמפרטורה שלה T (מוחלטת). אנרגיה יכולה להיות אצורה בכמות אוויר זו במספר צורות:-

- (1) אנרגיה קינטית התלויה במהירות התנועה: $\frac{1}{2}mv^2$
- (2) אנרגיה פוטנציאלית התלויה בגובה המסה מעל פני כדור הארץ - h .

$$m g h$$

זשר $-g$ תאוצת הכובד על-פני כדור הארץ).

רגית לחץ התלויה בלחץ האוויר:

$$P \cdot V = P \cdot \frac{m}{\rho} = m \frac{P}{\rho}$$

נרגיה פנימית (בלתי-אפשרית למדידה מוחלטת), המסומנת כ- V .

זכום שתי האנרגיות 3 ו-4 דהיינו אנרגית הלחץ + האנרגיה הפנימית נקראות כשם אנרגיה אחר: אנתלפיה. אנתלפיה מסומנת כ- I ולכן:

$$I = U + PV$$

אחבר, שהאנתלפיה ניתנת לביטוי כחלות במסת האוויר m , הטמפרטורה המוחלטת שלו T והחום הסגולי שלו בלחץ קבוע C_p , עיי הקשר:-

$$I = m \cdot C_p \cdot T$$

סכום כל האנרגיות הללו, האצורות במסה m של האוויר בזמן מסוים, יישאר קבוע. כל זאת בתנאי שהאוויר לא יבצע עבודה, ושחום (שגם הוא צורת אנרגיה) לא יוכנס למערכת. ואז נוכל לרשום:-

$$\frac{1}{2} m v^2 + m g h + m c_p T = \text{Const.} \quad (\text{גודל קבוע} =)$$

כיון שכמות המסה m קבועה נוכל לצמצם ב- m ולקבל:-

$$\frac{1}{2} v^2 + g h + C_p T = \text{Const.}$$

הערה: היות ובזרימת אוויר או נוזל נוהגים לדבר על ספיקה מסית $\dot{m}$ ולא על מסה m יקבל החוק את הצורה:

$$\dot{m} \left(\frac{1}{2} v^2 + g h + C_p T \right) = \text{Const.}$$

כאשר:

$\dot{m}$ - ספיקה מסית $\left[\frac{\text{ק"ג מ}}{\text{ש}} \right]$

v - מהירות זרימה $\left[\frac{\text{מ}}{\text{ש}} \right]$

g - תאוצת הכובד $\left[\frac{\text{מ}}{\text{ש}^2} \right]$

h - גובה מעל פני כדור הארץ [מ']

C_p - חוס סגולי בלחץ קבוע $\left[\frac{\text{דזיאל}}{\text{ק"מ}^2 \cdot \text{א}^\circ} \right]$

T - טמפרטורה מוחלטת [א°]

הקבוע יהיה בעל יחידות $\frac{\text{אנרגיה}}{\text{זמן}} \leftarrow \frac{\text{דזיאל}}{\text{שני}} \equiv \text{וט (יחי הספק)}$

מתברר שבמהירויות זרימה נמוכות כמעט שאין האנרגיה הפנימית משתנה, ואז נוכל לדבר על שינויים באנרגית הלחץ בלבד ולא באנתלפיה.

נוכל אז לרשום (עבור $M < 0.4$):

$$\dot{m} \left[\frac{1}{2} V^2 + gh + \frac{p}{\rho} \right] = \text{Const.}$$

היות ו- $\dot{m}$ קבוע ו- ρ ניתן להניח שקבוע עבור מהירויות זרימה נמוכות (זרימה בלתי-דחיסה), נוכל לחלק ב- $\dot{m}$ ולכפול ב- ρ ולקבל:-

$$\frac{1}{2} \rho V^2 + \rho gh + p = \text{Const.}$$

זהו חוק ברנולי המתאים לזרימת אויר במהירויות נמוכות תוך התחשבות בשינויי גובה. לעתים אין האנרגיה הפוטנציאלית של הזרימה משתנה ואז מקבל חוק ברנולי את צורתו הפשוטה ביותר:-

$$\frac{1}{2} \rho V^2 + P = \text{Const.}$$

במלים פשוטות, חוק זה אומר:

עבור זרימת אויר ללא הכנסת אנרגיה חיצונית וללא הוצאת אנרגיה (עיי עבודה), במהירויות נמוכות (עד $0.4M$), וללא שינויי גובה של הזורם, ככל שמהירות הזרימה גדלה הלחץ קטן ולהיפך.

הלחץ p המופיע במשוואה נקרא לחץ סטטי, והוא למעשה הלחץ האמיתי הפועל בכל עת הזרימה.

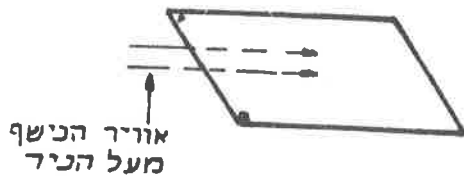
הגודל $\frac{1}{2}\rho v^2$ נקרא בשם לחץ דינמי והוא מסומן כ- q . שמו מתקשר ללחץ היות וכאשר המהירות קטנה לאפס כל הגודל הופך ללחץ סטטי (עפ"י חוק ברנולי).

סכום שני לחצים אלה נקרא בשם לחץ טוטלי ומסומן כ- P_0 .

נוכל לרשום:

$$P_0 = P + q$$

אם ניקח גליון נייר ונאחז ב-2 קצותיו ושתפל חלקו השני כלפי מטה (כנראה בציור 6א'). נישוף מעל הגליון ונראה שהנייר מתיישר כלפי מעלה (כנראה בציור 6ב').



ב



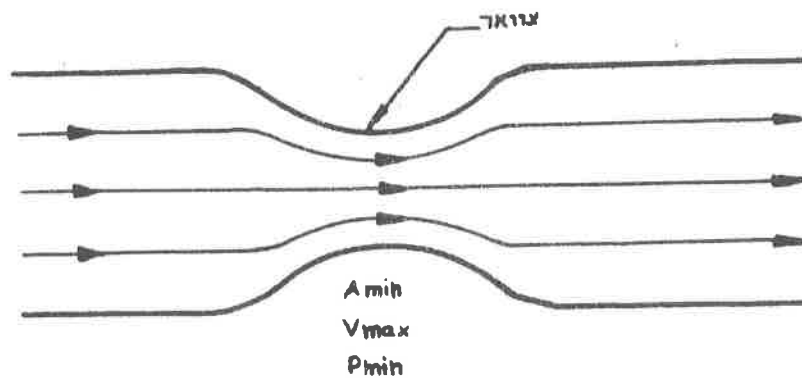
א

ציור מסי 6

הסיבה ברורה: הגדלת מהירות האויר מעל הנייר גרמה לירידת לחצו (חוק ברנולי), ולכן הלחץ המתחזק "גבר" על העליון וגרם לעליית הדף.

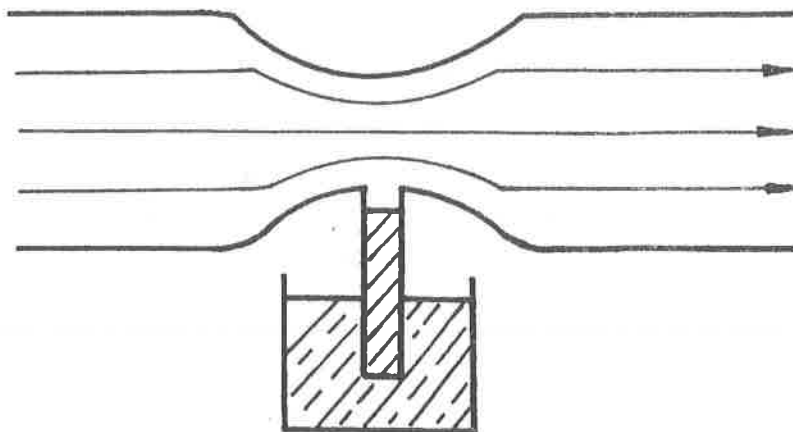
צנור ונטורי

ה. נתבונן בצנור בעל חתך מתכנס-מתבדר, דהיינו, שטח החתך שלו קטן ואח"כ גדל שוב. המקום בו שטח החתך הקטן ביותר נקרא "צוארי" (ראה ציור מסי 7).

ציור מס' 7

מתוך חוק הרציפות נובע כי מהירות הזרימה בצוואר היא הכי גדולה כיון ששם שטח החתך הוא המינימלי. מתוך חוק ברנולי נקבל כי הלחץ בצוואר הוא הנמוך ביותר כי בו המהירות היא הגבוהה ביותר. כלומר בצוואר בו שטח החתך קטן ביותר (A_{min}) המהירות גדולה ביותר (V_{max}) והלחץ נמוך ביותר (P_{min}).

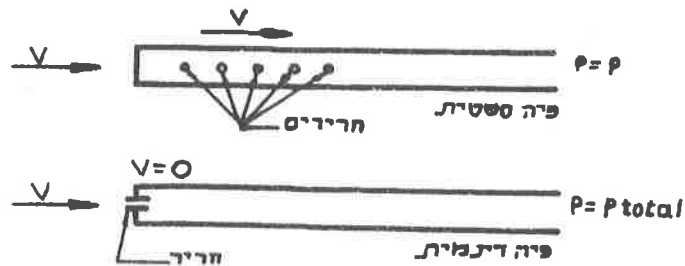
אילו היינו מחברים לצוואר צנור ונטורי צנורית השקועה בנוזל, היה נוזל זה עולה בצנורית עקב הלחץ הנמוך בצוואר הצנור, תוך-כדי זרימת אוויר בצנור (ראה ציור מס' 8).

ציור מס' 8

בעקרון של צנור ונטורי משתמשים בקרבורטור של מכונית ובמשאבת "פליטי".

1. צינור פיטו

חוק ברנולי מהווה בסיס תיאורטי למכשיר הידוע בשם "צינור פיטו" והמשמש למדידת מהירות המטוס. צינור פיטו מורכב משתי שפופרות המופנות בכיוון תנועת המטוס. בפיה העליונה, הסטטית, יש חריצים בהיקף הצינור. כשהאוויר זורם ליד חריצים אלה במהירות v יהיה לחצו - P , כלומר, הלחץ הרגיל בזרימה. כתוצאה מכך ישורו בתוך השפופרת הסטטית לחץ P . בפיה התחתונה, הדינמית, יש חריץ אחד בקצה המופנה לזרימה. בקצה הפיה מהירות האוויר היא אפס ($v=0$) כיון שהזרימה נבלמת בפיה. כתוצאה מכך יהיה הלחץ שם המכסימלי, כלומר, $P=P_{total}$. הלחץ בתוך השפופרת הדינמית יהיה איפוא P_{total} .



צינור מסי 9

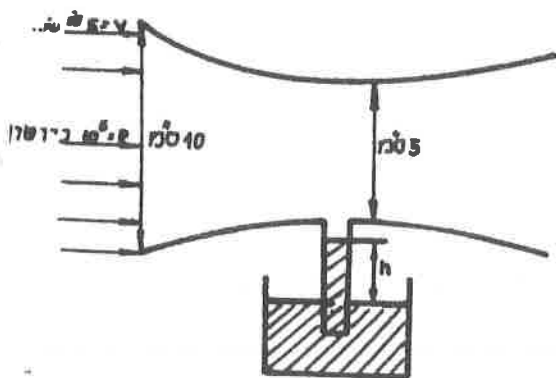
את הפרשי הלחצים שבין שתי הצינוריות ניתן למדוד על-ידי תרגום הפרש הלחצים לתנועת מחוג (למשל על-ידי חיבור הצינוריות לדיאפרגמה). לפי חוק ברנולי יהיה הפרש הלחצים ΔP :

$$\Delta P = P_{total} - P = \frac{1}{2} \rho v^2$$

ולכן אם ידועים Δp והצפיפות ρ אפשר לדעת גם את המהירות שאינה אלא מהירות הטיסה v . במטוס מותקן צינור פיתו כך שהפיה הסטטית מופנית לכיוון הטיסה והפיה הדינמית נמצאת בצד המטוס.

הערה: המהירות v היא המהירות שבין המטוס לאוויר (מהירות האוויר). מהירות זו אינה בהכרח המהירות שבין המטוס לקרקע (מהירות קרקע) בגלל השפעתן של רוחות. כפי שנראה מאוחר יותר מושפעות התופעות האווירודינמיות ממהירות האוויר, ולכן נתעניין בה ולא במהירות הקרקע. ברור גם, בגלל יחסיותו של מושג המהירות, כי תנועת המטוס באוויר במהירות v שקולה כנגד זרימת אוויר במהירות v על-פני מטוס עומד. ואמנם בדרך-כלל נתבונן על תופעת הטיסה, מטעמי נוחות, כאילו היה המטוס עומד והאוויר זורם על פניו.

כפי שנראה מהביטוי לעיל, הרי כדי לדעת את מהירות הטיסה v דרושה, נוסף לידיעת הפרש הלחצים Δp , ידיעת הצפיפות ρ . בדרך-כלל נהוג לכייל את מד-המהירות בגובה פני-הים ואז מראה מד-המהירות את מהירות המטוס כאילו וטס תמיד באוויר שצפיפותו כצפיפות בגובה פני הים. מהירות זו היא המהירות המסומנת או המהירות המכשירית ופרט לגובה פני הים אינה זהה למהירות האוויר. אפשר להשתמש בחיקוני צפיפות או בטבלאות מעבר ממהירות מסומנת למהירות אוויר.



תרגיל דוגמא

אוויר בעל צפיפות של $1.25 \frac{\text{קג"מ}}{\text{מ}^3}$ זורם בצנור ונטורי הנראה בציור. צואר הנחיר מחובר לצנור השקוע בכוס מים.

(א) לאיזה גובה h יעלו

המים בצנור עקב הזרימה?

פתרון

נסמן את הפרמטרים של האויר הנכנס באינדקס 1 ואת הפרמטרים של האויר בצוואר באינדקס 2.

$$\rho_1 v_1 A_1 = \rho_2 v_2 A_2 \quad \text{מחוק הרציפות נקבל:}$$

בהנחה ש- ρ קבוע (מהירויות נמוכות):

$$v_1 A_1 = v_2 A_2$$

$$v_2 = v_1 \frac{A_1}{A_2} = v_1 \frac{\frac{1}{4} \pi d_1^2}{\frac{1}{4} \pi d_2^2} = v_1 \frac{d_1^2}{d_2^2} = 5 \cdot \frac{0.1^2}{0.05^2} = \frac{20 \text{ מ' שני}}{\text{-----}}$$

מחוק ברנולי נקבל:

$$\frac{1}{2} \rho v_1^2 + p_1 = \frac{1}{2} \rho v_2^2 + p_2$$

$$p_2 = -\frac{1}{2} \rho v_2^2 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 + p_1$$

$$= -\frac{1}{2} \cdot 1.25 \cdot 20^2 + \frac{1}{2} \cdot 1.25 \cdot 5^2 + 10^5 =$$

$$= 100,000 - 235 = 99,765 \quad \frac{\text{ניוטון}}{\text{מ}^2}$$

לחץ זה בתוספת הלחץ ההידרוסטטי $d \cdot h$ של המים צריך להיות שווה ללחץ האטמוספרי:

$$10^5 = 99,765 + \frac{\text{קג"מ}}{3 \text{ מ}} 1000 \cdot \frac{\text{מ' שני}}{2 \text{ שני}} 10 \cdot h$$

$$h = \frac{235}{10,000} = 0.0235 \text{ מ' שני} = \underline{\underline{2.35 \text{ ס"מ}}}$$

ז. תוספת למתקדמים

מה יקרה, כאשר תוך-כדי הזרימה תתווסף אנרגיה למערכת (עיי משאבה או מדחס) ו/או תתבצע עבודה עיי האויר (על טורבינה) ?

במקרים כאלה חייבים להכניס שיקולים אלה בתוך משואת האנרגיה.

אם נסמן את ההספק המוכנס למערכת (הזרימה) כ- $\dot{E}$ וההספק הנלקח כ- $\dot{W}$ נוכל לרשום (תוך התאמת אינדקס 1 לפרמטרים של הזרימה בתחנה 1 ואינדקס 2 לפרמטרים של הזרימה בתחנה 2):

$$\dot{m} \left(\frac{1}{2} v_1^2 + gh_1 + C_p T_1 \right) + \dot{E} = \dot{m} \left(\frac{1}{2} v_2^2 + gh_2 + C_p T_2 \right) + \dot{W}$$

הערה: ניתן לרשום משואה זו גם במקרה של תוספת או גריעת חום מן המערכת.

ח. חוק שמור התנע הסיבובי

הגדרה: תנע סיבובי של גוף או מערכת אינו משתנה אם לא יפעלו על הגוף או המערכת מומנטים חיצוניים.

לגוף יש תנע סיבובי אם הוא מקיים תנועה סיבובית סביב ציר מסוים (למשל מרכז הכובד שלו).

כאשר שני גופים הנעים לאורך קו ישר מתנגשים, כך שקו פעולת הכוחות ביניהם אינו עובר במרכז הכובד שלהם, יקבל כל אחד מהם תנע סיבובי. גוף אחד יסתובב עם כיוון השעון והשני - כנגדו. אבל היות ובתחילה לא היה למערכת תנע סיבובי גם עכשיו סכום התנע הסיבובי של שני הגופים יהיה שווה ל-0.

אנו נעזר בחוק זה להבנת הגורמים להיווצרות העילוי על כנף המטוס.

4. התנגדות גופים

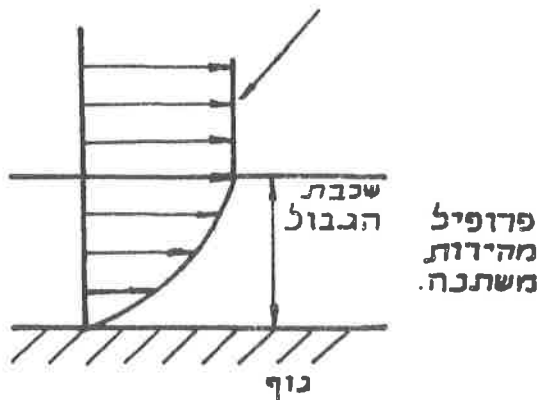
א. צמיגות

נוסף לקואורדינטות התרמודינמיות יש לאויר תכונה חשובה נוספת והיא החיכוך הפנימי המתעורר תוך-כדי זרימה. חיכוך פנימי זה מכונה צמיגות. הצמיגות מתעוררת תמיד בין שתי שכבות אויר הנעות במהירויות שונות. השכבה האיטית שואפת לעכב את השכבה המהירה והשכבה המהירה מנסה לגרור אחריה את השכבה האיטית. החיכוך הפנימי גדל ככל שגדלה המהירות היחסית שבין השכבות.

תופעת הצמיגות בולטת במיוחד בזרימה על-פני גוף. ממש על-פני הגוף מהירות הזרימה היא אפס (האויר עומד כיון שפרודותיו נדבקות לגוף) ואילו במרחק קטן מהגוף המהירות היא מהירות הזרימה החופשית. נוצרת איפוא שכבת אויר צרה בה משתנה מהירות הזרימה מאפס עד המהירות הרגילה. בשכבה זו הידועה כ"שכבת גבול" מתעוררים כוחות חיכוך חריפים.

עובי שכבת הגבול הינו מעשירות מילימטרים עד מילימטרים אחדים.

פרופיל מהירות קבוע של האוויר
מחוץ לטווח שכבת הגבול.



ציור מס' 10

לשכבת הגבול תפקיד מרכזי בהיווצרות ההזדקרות. צמיגות של זורם נמדדת ע"י גודל המכונה מקדם צמיגות דינמי - μ , משמעות הגודל הזה היא - היחס בין מאמץ הגזירה הפועל בין שתי שכבות זורם, שהמרחק ביניהן יחידת אורך אחת, לבין הפרשי המהירויות של שתי שכבות אלו.

באופן מתמטי:-

$$\mu = \frac{\tau}{\frac{\Delta v}{\Delta s}}$$

כאשר:

τ - מאמץ הגזירה בין שתי שכבות זורם $[\frac{\text{ניוטון}}{\text{מ}^2}]$

Δv - הפרש המהירויות בין שתי השכבות $[\frac{\text{מ}^{\circ}}{\text{שני}}]$

Δs - המרחק בין שתי השכבות $[\text{מ}^{\circ}]$

μ - מקדם צמיגות דינמי $[\frac{\text{קג"מ}}{\text{מ}^{\circ} \cdot \text{שני}}]$

נוהגים להגדיר מושג הנקרא מקדם צמיגות קינמטי ν :-

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

μ - מקדם צמיגות דינמי $[\frac{\text{קג"מ}}{\text{מ}^{\circ} \cdot \text{שני}}]$

ρ - צפיפות הזורם $[\frac{\text{קג"מ}}{\text{מ}^3}]$

ν - מקדם צמיגות קינמטי $[\frac{\text{מ}^2}{\text{שני}}]$

צמיגות הזורם משתנה מחומר לחומר. למשל, צמיגות האויר נמוכה בהרבה מזו של השמן או מזו של המים. אבל גם לטמפרטורת הזורם יש השפעה על צמיגותו ככל שהטמפרטורה עולה - הצמיגות קטנה בנוזלים. לעומת זאת, בגזים, ככל שהטמפרטורה עולה - הצמיגות גדלה.

בטבלה מס' 1 (יח' בי"ל) מופיעה גם צמיגות האויר עם שינוי הטמפרטורה (תוך העליה בגובה). ברור הוא שהצמיגות קטנה עם העליה בגובה היות והטמפרטורה יורדת.

ראינו, עפ"י הנוסחה הנסיונית, שכוח הצמיגות הפועל על גוף תלוי במהירות בתווך בו הוא נע. עפ"י מהירות זו מתאפשר למדוד צמיגותו של נוזל בעזרת ניסוי.

מודדים צמיגות של נוזל ע"י הפלת כדוריות פלדה בתוך מבחנה מלאה בנוזל. הכדורית מגיעה למהירות נפילה קבועה כאשר מתאזנים כוח הצמיגות הפועל עליה וכוח הכובד.

ב. מספר ריינולדס

איך והיכן משפיע כוח הצמיגות הפועל בין הגוף (פרופיל, כנף, גוף המטוס וכו') לבין האויר ? כדי לענות על שאלה זו הגדיר ריינולדס מספר חסר מימד הנקרא על שמו - "מספר ריינולדס" של הזרימה - Re . מספר ריינולדס מתאר את היחס בין כוחות האינרציה של הזרימה לבין כוחות הצמיגות הפועלים עליה.

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{VL}{\nu}$$

כאשר:

Re - מספר ריינולדס (חסר יחידה)

ρ - צפיפות הזורם $\left[\frac{\text{קג"מ}}{\text{מ}^3} \right]$

V - מהירות הזורם $\left[\frac{\text{מ}'}{\text{שני}} \right]$

L - אורך ייחוס של הגוף (קוטר בגליל, אורך במוט, מיתר בכנף וכו') $[N]$

μ - מקדם צמיגות דינמי של הזורם $\left[\frac{\text{קג"מ}}{\text{מ} \cdot \text{שני}} \right]$

ν - מקדם צמיגות קינמטי של הזורם $\left[\frac{\text{מ}^2}{\text{שני}} \right]$

דוגמא

טיל באורך 1 מ' נע במהירות 200 $\frac{\text{מ'}}{\text{שנ}} , בגובה 2000 \text{ מ'}$.
מהו מספר ריינולדס של הזרימה סביב הטיל ?

בגובה 2000 מ' $v = 17,148$ מטבלה מס' 1

$$Re = \frac{VL}{\nu} = \frac{200 \cdot 1}{17,148} \approx 5 \times 10^{-3}$$

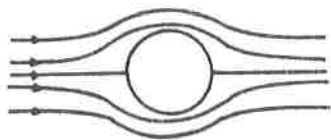
ג. שכבת גבול

כוחות הצמיגות הגדולים ביותר פועלים בשכבת הגבול הקרובה מאוד לפני הפרופיל. כתוצאה מכך חלים שינויים באופי הזרימה שם.

במספרי ריינולדס נמוכים הזרימה הינה למינרית - דהיינו, שכבתית, ללא התערבולות. במספרי ריינולדס גבוהים (כוחות האינרציה גדולים בהרבה מכוחות הצמיגות) שכבת הגבול הופכת להיות טורבולנטית - דהיינו, מערבולתית עם נטיה להצמד חזק יותר לגוף (לפרופיל). לכן לשכבת גבול טורבולנטית עמידות טובה יותר בפני הנחקריות.

ד. הרחבה בנושא שכבת הגבול וזרימה צמיגה

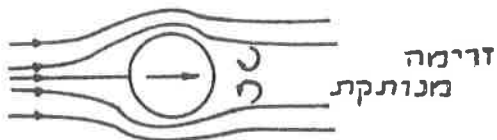
כשפותחו התיאוריות הראשונות לגבי זרימה סביב גופים, התעלמו מכוחות החיכוך הפועלים בין הזרימה לגופים ולהיפך. כתוצאה מכך זרימה סביב גליל היתה צריכה להראות כבציור מסי 11. קוי הזרם לפני הגליל ואחריו סימטריים ולכן גם הלחצים זהים משני צידי הגליל וכמובן ששום כוח אינו פועל עליו.



דרימה ללא חיכוך - אין גרר

ציור מסי 11

אבל התברר שבמציאות אין הדבר כך. ראשית, קיימות מערבולות-אחרי הגליל (כנראה בציור מסי 12), ובנוסף לכך קיים כוח התנגדות על הגליל.



דרימה אמיתית - יש גרר.

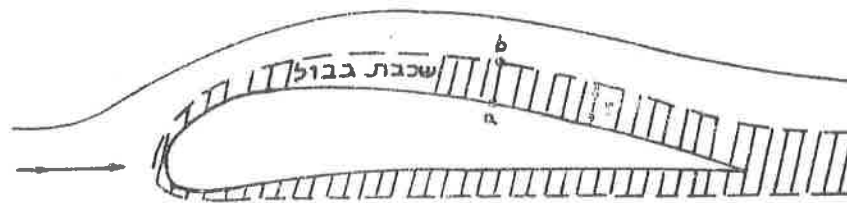
ציור מסי 12

פרדוקס זה נקרא בזמנו בשם פרדוקס דלאמבר. הבעיה נפתרה ע"י לודוויג פרנדל. הוא הכניס בשיקוליו את כוחות החיכוך והצמיגות הפועלים בין הגוף לזרימה.

פרנדטל הפריד את הזרימה סביב הפרופיל (הגוף) ל-2 זרימות שונות:
(א) זרימה שיש להכניס בשיקוליה את כוחות הצמיגות והחיכוך - זוהי הזרימה של השכבה הצמודה לפרופיל הנקראת "שכבת הגבול".

(ב) זרימה שניתן להתעלם בשיקוליה מכוחות החיכוך - זוהי הזרימה של שאר שכבות האויר מחוץ לשכבת הגבול.

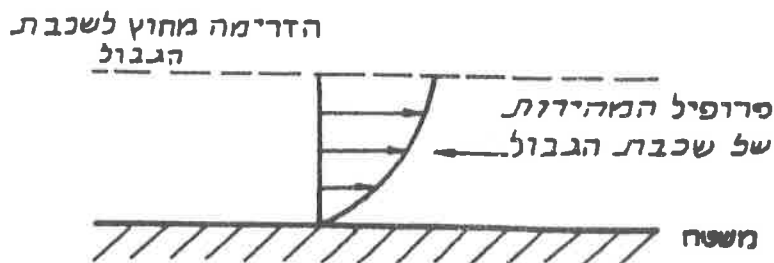
בציור מס' 13 רואים את שכבת הגבול (השטח המקווקו) ואת הזרימה מחוצה לה עובי שכבת הגבול מסומן כ- δ , והוא הולך וגדל לאורך הפרופיל, כתוצאה מהגדלת כוחות החיכוך לאורכו.



זרימה עם חיכוך (עובי שכבת הגבול מוגזם לשם הדגשה)

ציור מס' 13

יחד נראית הזרימה של שכבת הגבול במבט מקרוב ? לזרימה זו פרופיל מהירות
ההזרמה כנראה בציור מס' 5. השכבה הצמודה לפרופיל - מהירותה 0, בעוד
המהירות ביותר מהירותה שווה למהירות הזרימה החיצונית (שבה אין כוחות
חיכוך).



ציור מס' 14

גודל המשפיע לא מעט על גור של גופים בזרימה תוך הכנסת שיקולי הצמיגות הוא "מספר ריינולדס". זהו מספר חסר מימד ומוגדר כ:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu}$$

Re - מספר ריינולדס (חסר מימד)

V - מהירות הזרימה החופשית של האויר $\left[\frac{m}{s}\right]$

ρ - צפיפות הזרימה החופשית של האויר $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$

μ - צמיגות הזרימה החופשית של האויר $\left[\frac{kg}{m \cdot s}\right]$

L - אורך ייחוס של הגוף (פרופיל) $[m]$

זרימה למינרית וטורבולנטית

ה. מתברר שהזרימה הצמיגה אינה תמיד חלקה ושכבתית כפי שאנו מסוגלים לדמיון. ישנם שני סוגים בסיסיים של זרימה:-

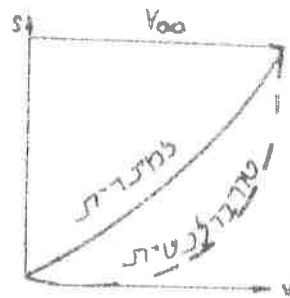
(1) זרימה למינרית - הזרימה חלקה ושכבתית כמו זרימת דבש.

(2) זרימה טורבולנטית - הזרימה "נשברת" ונעה לכל כוון באופן אקראי ומקרי. הזרימה של מים מברז.

דוגמא: זרימת עשן היוצא מסיגריה. בתחילה הזרימה למינרית ואח"כ הופכת לטורבולנטית.

ושינוי בין זרימה למינרית לטורבולנטית הינו בעל משמעות גדולה בקביעת ההתנגדות של גופים.

ושתכל על פרופילי מהירות של זרימה למינרית וטורבולנטית כפי שנראים בציר מס' 15 להלן:



פרופילי מהירות לזרימות למינרית וטורבולנטית

ציר מס' 15

השתנות המהירות ליחידת עובי של שכבת הגבול גדולה בהרבה בזרימה הטורבולנטית מאשר בזרימה הלמינרית, דהיינו:

$$\left(\frac{\Delta V}{\Delta S} \right)_{\text{טורבולנטית}} > \left(\frac{\Delta V}{\Delta S} \right)_{\text{למינרית}}$$

לכאן גם ש:

$$\begin{aligned} &\text{למינרית} \\ &\mu = \tau = \frac{\Delta V}{\Delta S} < \mu = \tau = \frac{\Delta V}{\Delta S} \\ &\text{טורבולנטית} \quad \text{טורבולנטית} \end{aligned}$$

כתוצאה מכך ברור הוא:

בזרימה טורבולנטית התנגדות חיכוך וצמיגות גדולה
מזו שבזרימה למינרית.

למרות שבזרימה טורבולנטית גרר גבוה יותר קיימת זרימה כזו בדרך-כלל בפרופילי הכנף. הסיבה לכך היא, שזרימה טורבולנטית קשה יותר להינתקות. בדרך-כלל קיימים שני סוגי הזרימות על הפרופיל. בחלק הראשון זרימה למינרית וזיקודה מסוימת - טורבולנטית. נקודת מעבר זו תלויה במרחק משפת ההתקפה. מרחק זה נקרא אורך קריטי ומסומן כ- x_{cr} . עפ"י אורך קריטי זה נקבע גם מספר ריינולדס קריטי של הזרימה והוא:-

$$Re_{cr} = \frac{\rho V x_{cr}}{\mu}$$

Re_{cr} - מספר ריינולדס קריטי של הזרימה (חסר מימד)
 x_{cr} - אורך קריטי של הגוף [מ']

1. סיכום

ראינו עד כאן שיש שני סוגי זרימות: טורבולנטית ולמינרית. בזרימה טורבולנטית נוצר יותר חיכוך אך היא יעילה בגד הנחקיות. זרימה למינרית תהפוך לטורבולנטית אם הגוף יהיה מספיק ארוך ויגיע ל- x_{cr} שלו. כמו-כן חספוס הגוף יביא להפיכת זרימה למינרית לטורבולנטית וע"י כך להגדלת החיכוך.

2. מקדם חיכוך

כתוצאה מהחיכוך ומאופי הזרימה קיים מאמץ גזירה לאורך המשטחים של הפרופיל. מאמץ זה סומן כ- τ והוא משתנה לאורך הפרופיל. כל כוח ההתנגדות

כתוצאה מחיכוך ימצא ע"י אינטגרציה:

$$D_f = \int_0^c \tau(x) \cdot b \cdot dx$$

כאשר:

D_f - כוח החיכוך [ניוטון]

$\tau(x)$ (משתנה לאורך הפרופיל) - מאמץ הגזירה בין הפרופיל לזרימה $\left[\frac{\text{ניוטון}}{2m}\right]$

b - מוטת הכנף (בהנחה שהיא קבועה) - [מ']

c - אורך הפרופיל [מ']

נוהגים לבטא כוח זה ע"י יחידה חסרת מימד הנקראת מקדם כוח החיכוך - C_f המוגדרת:

$$C_f = \frac{D_f}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

כאשר:

C_f - מקדם כוח החיכוך (חסר מימד)

D_f - כוח החיכוך [ניוטון]

ρ - צפיפות זרימת האוויר החופשית $\left[\frac{\text{קג"מ}}{3m}\right]$

V - מהירות זרימת האוויר החופשית $\left[\frac{m}{שני}\right]$

S - שטח הכנף [מ²]

ח.

מקדמי גרר של גופים שונים בזרימה

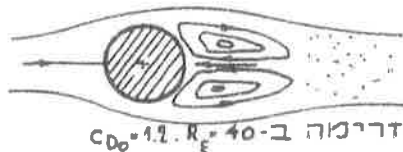
פרט לגרר הנוצר עקב החיכוך בין הזרימה לגוף נוצרות התנגדויות נוספות:-

- (1) התנגדות חיכוך - ראה פרק קודם.
- (2) התנגדות צורה (עקבה) - זוהי התנגדות הנוצרת עקב צורתו (הלא-אוויר-דינמית בדרך-כלל), של הגוף. צורה זו גורמת למערבולות הנתקות

גדולות בגוף לא אוירודינמי ומערבולות קטנות בגוף אוירודינמי. מערבולות אלו הנקראות "עקבה" יוצרות תת-לחץ מאחורי הגוף ויוצרות כוח התנגדות גבוה לתנועת הפרופיל (הגוף).



דרימה ללא חיכוך-אין גדר.



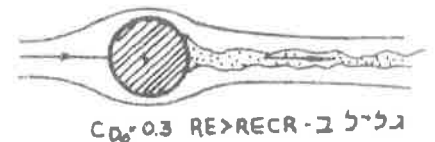
דרימה ב- $R_x = 40$. $C_{D0} = 1.2$



$R_x = 10^5$ "רחוב המערבולות". $C_{D0} = 1.2$



לוח עם "דנב". $C_{D0} = 1.6$



גליל ב- $RE > RE_{CR}$. $C_{D0} = 0.3$



צורה דירמית. $C_{D0} = 0.06$

ציור מס' 16

13 התנגדות מושרית - כתוצאה מהעילוי. ילמד בהמשך.

14 התנגדות גלים - כתוצאה מגלי הלם. ילמד בהמשך.

ט. מקדם התנגדות

נוהגים לקבוע התנגדות אוירודינמית של גוף בעזרת גדל חסר יחידה הנקרא "מקדם התנגדות", ומסומן כ- C_D . הוא מוגדר כ:-

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

D = כוח ההתנגדות [ניוטון]

C_D = מקדם ההתנגדות (הגרר) [חסר יחידה]

ρ = צפיפות האויר $\left[\frac{\text{קג"מ}}{\text{מ}^3} \right]$

V = מהירות זרימת האויר $\left[\frac{\text{מ}}{\text{שני}} \right]$

S = שטח ייחוס של הגוף (המופנה לזרימה) $[\text{מ}^2]$

מקדמי התנגדות שונים של גופים שונים נראים בנספח מס' 1.

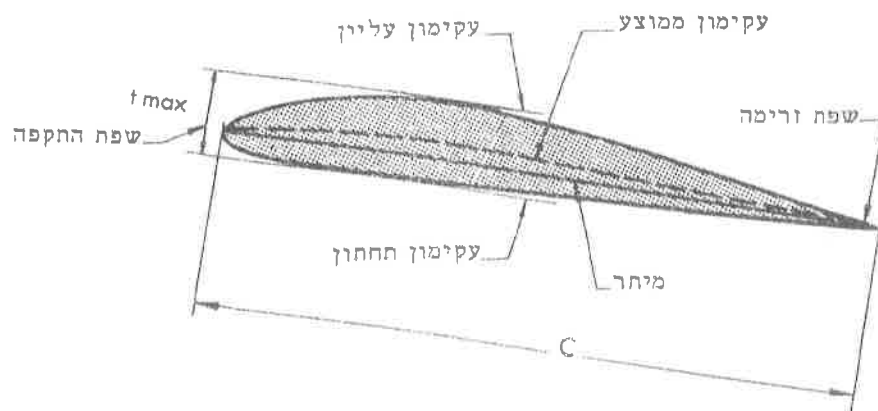
5. הפרופיל האווירודינמי

א. מ ב ו א

על-מנת להבין את טיסתו של מטוס, הכבד בהרבה מהאוויר, יש ללמוד תחילה את אופי הכוחות אותם מפעיל האוויר תוך-כדי זרימה סביב גופים. תחילה נראה כיצד מתנהגת הזרימה סביב יחידת היסוד האווירודינמית - הפרופיל האווירודינמי. הבנת הכוחות הפועלים על הפרופיל משמשת פתח להבנת הכוחות אותם מפעיל האוויר על המטוס תוך כדי טיסתו.

ב. הפרופיל האווירודינמי

ציור 17 מציג את היחידה האווירודינמית הבסיסית המכונה פרופיל אווירודינמי. לפרופיל צורה גיאומטרית אופיינית ומבחינתו כה בחלקים שונים הנראים בציור. צורה מיוחדת זו מצויה גם בחלקים שונים של רגלי רציפורים. במטוס אפשר להפחין בצורת הפרופיל במיוחד בחתכי הכנף ומשטחי ההיגוי, אך גם גוף המטוס ומרבית החלקים הבאים במגע עם הזרימה הם בעלי צורה דומה.



ציור מס' 17

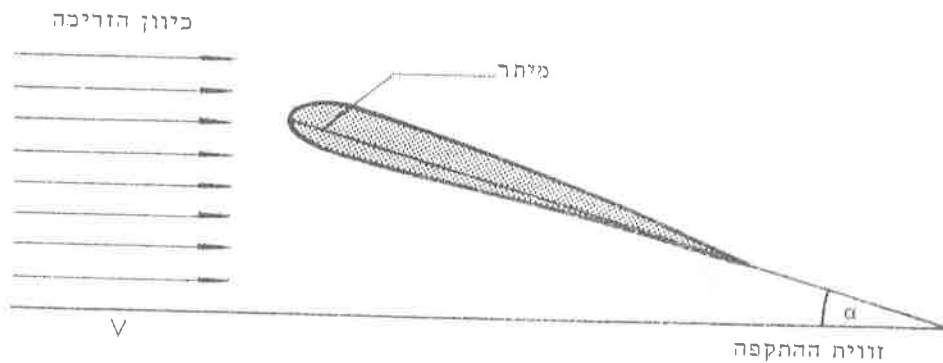
- חלקי הפרופיל כפי שהם נראים בתרשים הם:
- א. העקימון העליון והעקימון התחתון, אלו שני הקווים המהווים את הפרופיל. צורתם משתנה בהתאם למטרת הפרופיל.
 - ב. העקימון הממוצע, נמצא במרחק שווה מהעקימון העליון והעקימון התחתון. זהו "קו האמצע" של הפרופיל. צורתו מעידה על "מידת העקום" של הפרופיל.
 - ג. שפת ההתקפה - היא קצהו הקדמי של הפרופיל. זו השפה הבאה ראשונה במגע

1423-992

- עם הזרימה. (כפי שנראה מאוחר יותר באה הזרימה מכיוון שמאל).
- ד. שפת הזרימה - היא קצהו האחורי של הפרופיל, צורתה חדה.
- ה. מיתר הכנף - הוא הקו הישר (בניגוד לעקימון הממוצע) המחבר את שפת ההתקפה עם שפת הזרימה. אורכו של המיתר מסומן באות C.
- ו. T_{max} הוא עוביו המסימלי של הפרופיל. בפרופילים מקובלים העובי המסימלי הוא כ- $1/10$ ממיתר הכנף C.

ג. הפרופיל בשדה זרימה

מעניינת במיוחד התנהגותו של הפרופיל האווירודינמי בתוך שדה הזרימה. הזרימה באה לכיוון שפת ההתקפה כבציר 18. (נניח שהפרופיל נע בתוך האוויר לכיוון שמאל. אפשר לראות תנועה כזו כאילו והפרופיל היה עומד והאוויר זורם ימינה. כבציר 18. כפי שכבר צויין בפרק הקודם נסתכל על הזרימה בדרך-כלל כנעה ועל הפרופיל כעומד).



ציור מס' 18.

הזווית שבין מיתר הפרופיל וכיוון הזרימה מסומנת ב- α . ונקראת זווית התקפה. זו הזווית בה "תוקפת" הזרימה את הפרופיל. הזרימה באה במקביל ומהירותה V. זווית ההתקפה כפי שהיא מוצגת בציר 18 היא זווית התקפה חיובית. אולם זווית ההתקפה יכולה להיות גם שלילית כאשר כיוון הזרימה (שהוא כאמור הפוך לכיוון תנועת הפרופיל) הוא כנראה בציר 18. במקרה המיוחד בו כיוון הזרימה מקביל למיתר, זווית ההתקפה היא אפס.

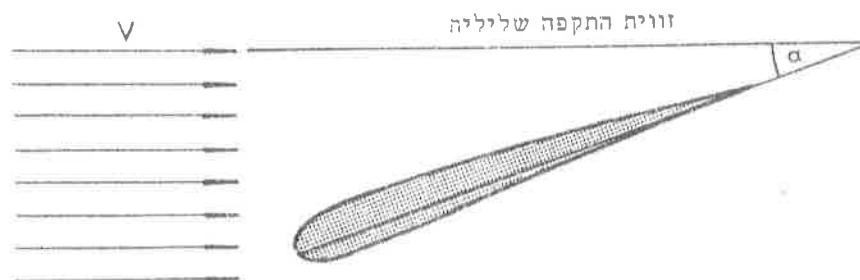
נוכחותו הפיזית של הפרופיל בתוך שדה הזרימה מפרה את סדירות הזרימה. סביב הפרופיל קווי הזרימה שוב אינם מקבילים (כבזרימה החופשית הרחוקה מהפרופיל) אלא מתעקמים כהתאם לצורת הפרופיל. ציור 20. מעל לעקימון העליון קווי הזרימה מצטופפים ומתחת לעקימון התחתון הם מתרווחים.

ד. הכח השקול על פרופיל

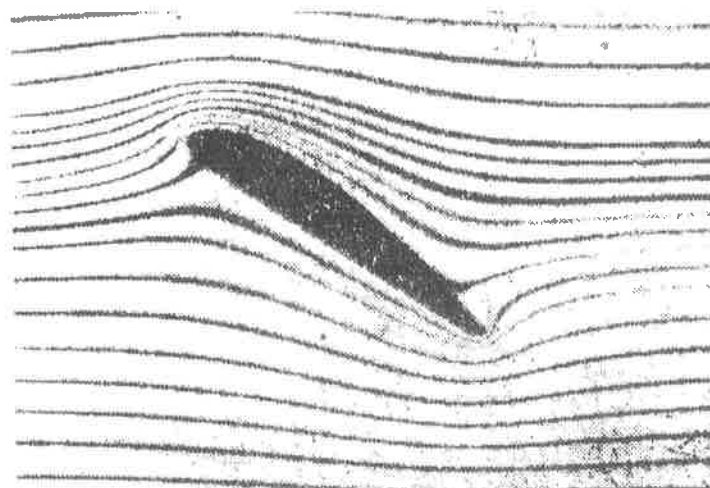
כתוצאה מהפרת סדירותו של שדה הזרימה מגובה הזרימה על הפרופיל ומפעולה עליו

1123-992

- 54 -



ציור מס' 19



ציור מס' 20

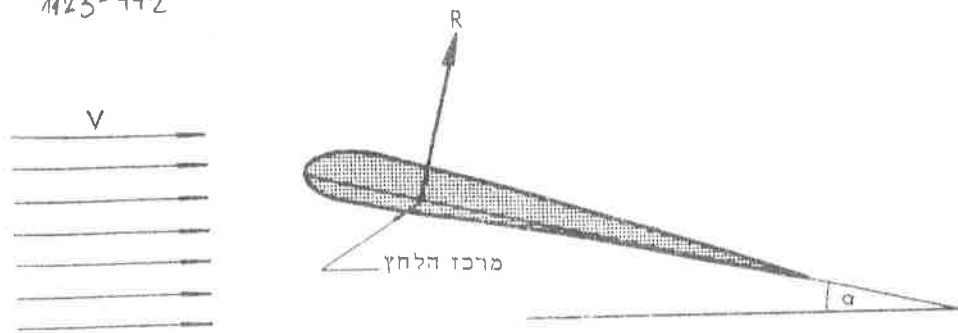
כוח שקול R . ציור 21. כיוון שכוח הוא בדרך-כלל כפי שמראה הציור. הנקודה בה
אוחז הכח השקול מכתה מרכז הלחץ של הפרופיל. אם הפרופיל מספיק דק מתחת
נקודה זו על המיתר. גודלו של השקול R תלוי, כפי שנראה, במהירות V , בזווית
ההתקפה α בצורת הפרופיל ובצפיפות האוויר ρ .

ה. תועת מרכז הלחץ

כאמור הנקודה על המיתר בה אוחז הכוח והשקול R היא מרכז הלחץ. מקומה של
נקודה זו על המיתר (כלומר רחוקה משפת ההתקפה) תלוי בזווית ההתקפה. תועת
מרכז הלחץ משפיעה על יציבות המטוס. ציור 22. מראה את מקומו של מרכז הלחץ
בזווית התקפה שתות. (כדי למצוא את מקומו של מרכז הלחץ בזווית התקפה מסוימת

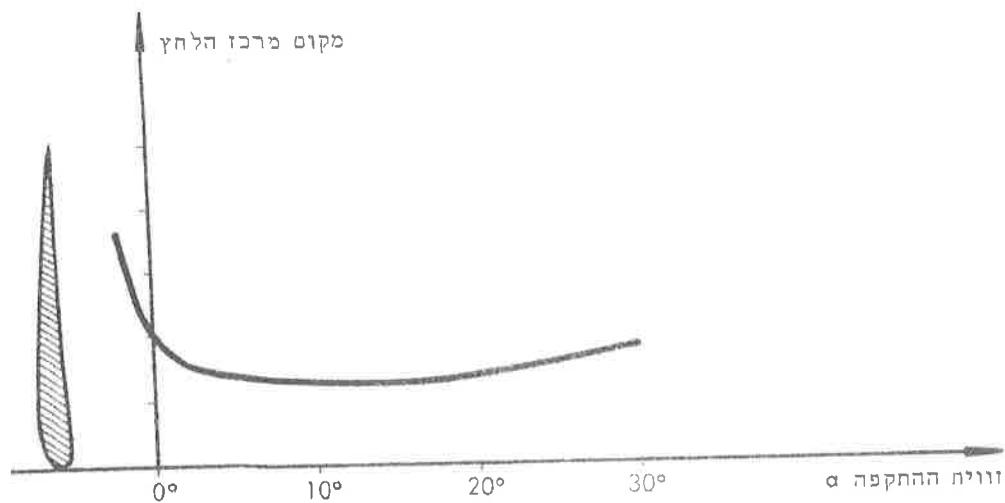
1123-992

55



ציור מס' 21

יש להסתכל על תרשים הפרופיל מצד שמאל). מהציור נראה כי בתחום זוויות ההתקפה $4^\circ - 20^\circ$ מקום מרכז הלחץ קבוע בקירוב. (מובן שצורת הגרף משתנה בהתאם לצורת הפרופיל).



ציור מס' 22

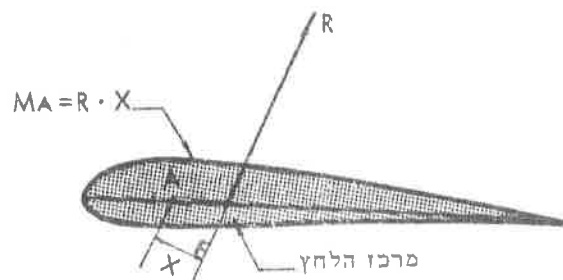
1. המרכז האווירודינמי

ניקח את המומנט של הכוח האווירודינמי השקול R סביב נקודה כלשהי A הנמצאת בין מקום אחיזתו של R לבין שפת ההתקפה. ציור 23.

$$M = R \cdot X$$

כאשר X הוא מרחק הנקודה A ממרכז הלחץ.

כיון שגם ערכו של הכוח R, כיוונו וגם מקום אחיזתו משתנים עם השתנו בזווית ההתקפה, הרי מובן שגם ערכו של המומנט MA ישתנה עם השינוי בזווית ההתקפה.

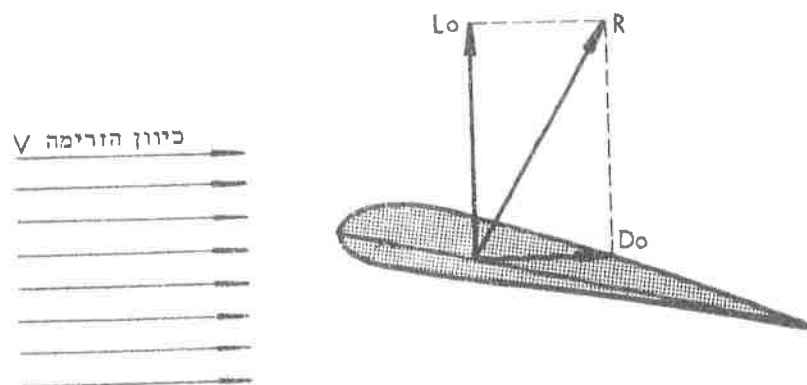


ציור מס' 23.

אבל קיימת נקודה אחת בפרופיל סביבה אין המומנט משתנה עם השנוי בזווית ההתקפה. נקודה זו מכונה: המרכז האווירודינמי והיא נמצאת בערך במרחק $C/4$ (רבע מיתר) משפת ההתקפה. נקודה זו נוחה מאד לצורך חישובי מומנטים. (חישובים כאלה מתעוררים בבעיות יציבות).

ז. עילוי והתנגדות

את הכוח השקול R נוהג לפרק לשני רכיבים: רכיב אחד הניצב לכיוון הזרימה ורכיב שני בכיוון הזרימה. ציור 24. הרכיב הניצב לכיוון הזרימה מכונה עילוי ומסומן באות Lo . זהו הכוח ה"מעלה" את הפרופיל. הרכיב בכיוון הזרימה הוא כוח ההתנגדות ומסומן ב- Do . אם נראה את האוויר כעומד ואת הפרופיל כנע בתוכו, הרי שכוח ההתנגדות Do מתנגד לתנועת הפרופיל.



ציור מס' 24

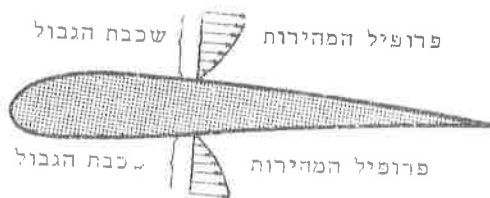
גם כוח העילוי וגם כוח ההתנגדות אוחזים במרכז הלחץ של הפרופיל. סכומם הוקטורי הוא בדיוק הכוח השקול R וכמהו הם תלויים במהירות V בזווית ההתקפה α בצורת הפרופיל ובצפיפות האוויר.

יש להבין כי כיוון הכוחות Do , Lo אינו תלוי בזווית ההתקפה או בצורת הפרופיל. כוח זעילוי תמיד ניצב לכיוון הזרימה וכוח ההתנגדות תמיד בכיוון הזרימה.

ח. מרכיבי ההתנגדות של פרופיל

כוח ההתנגדות Do מורכב משני חלקים:

- א. התנגדות החיכוך: המרכיב החשוב של כוח ההתנגדות Do קשור בצמיגות ובתופעת החיכוך הפנימי. כאמור הרי ממש בפני הפרופיל מהירות הזרימה היא אפס כיון שהשכבה הקרובה לפרופיל דבוקה אליו. שכבה זו שואפת לעכב, על-ידי כוח חיכוך, את שכבת האוויר שמעליה, זו רוצה לעכב את הבאה וכך הלאה עד קצה שכבת הגבול. בקצה שכבת הגבול מהירות האוויר היא הרגילה. ציור 25.



ציור מס' 25

כוחות החיכוך הנוצרים בדרך זו מתנגדים לתועת הפרופיל בתוך האוויר וסכומם יוצר את התנגדות החיכוך. ציור 26.



ציור מס' 26

- ב. התנגדות הצורה: מרכיב נוסף של כוח ההתנגדות Do נובע מצורתו של הפרופיל. ממש בשפת ההתקפה מהירות הזרימה היא אפס, $(V=0)$, כיון ששם נבלמת הזרימה על-ידי הפרופיל. לפי חוק ברנולי:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 + P = P_{total}$$

הרי יהיה הלחץ בשפת ההתקפה מכסימלי $P = P_{total}$. בשפת הזרימה לעומת זאת הלחץ הוא יותר נמוך (כפי שנראה נמצאות שז מערבולות) ותמונת הלחץ

1123-992

בשפות הפרופיל תהיה כמו בצור 27.



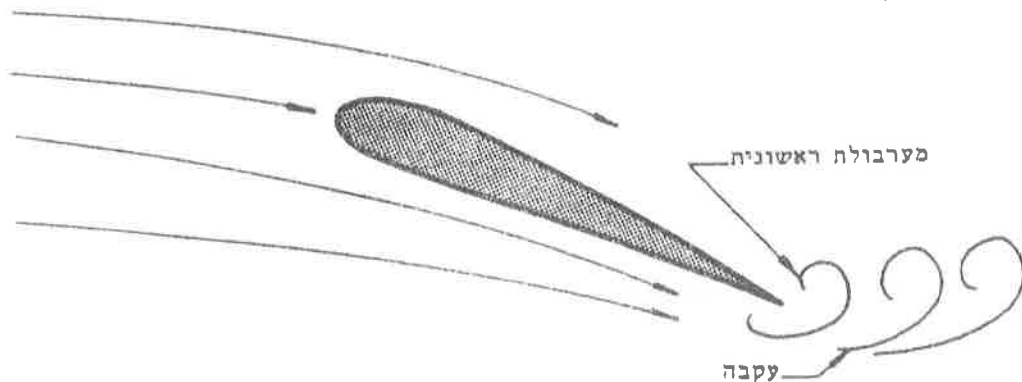
ציור מס' 27

הפרשי הלחצים בין שפת ההתקפה ושפת הזרימה יוצרים רכיב התנגדות חידע כהתנגדות צורה. (מובן שנוצרים גם לחצים בעקמוק העליון ובעקמוק התחתון אך אלה משפיעים בעיקר על העילוי ולא על ההתנגדות). כלומר, כוח ההתנגדות הכללי על פרופיל - D_o הוא צירוף שני מרכיבים: התנגדות חיכוך והתנגדות צורה.

$$D_o = \text{התנגדות חיכוך} + \text{התנגדות צורה}$$

ט. היווצרות העילוי

כפי שראינו משונה ומזוהה הזרימה סביב הפרופיל. קודם הזרימה אינם ישרים אלא מתנהגים בהתאם לצורת הפרופיל. אם נתבונן בשפת הזרימה (שחיה חדה) של פרופיל, הנמצא בזווית התקפה חיובית, נראה כי נוצרת שם מערבולת בכיוון הפוך לתנועת השעון. ציור 28.



ציור מס' 28

מערבולת זו מכתה מערבולת ראשונית והיא נסחפת אחורנית עם הזרם. מאחורי הפרופיל נוצר פס מערבולות הנקרא עקבה. הסיבה להיווצרות המערבולת הראשונית טמנה בהתנהגות הזרימה סביב פינה חדה (שפת הזרימה). הפינה מהווה שינוי פתאומי

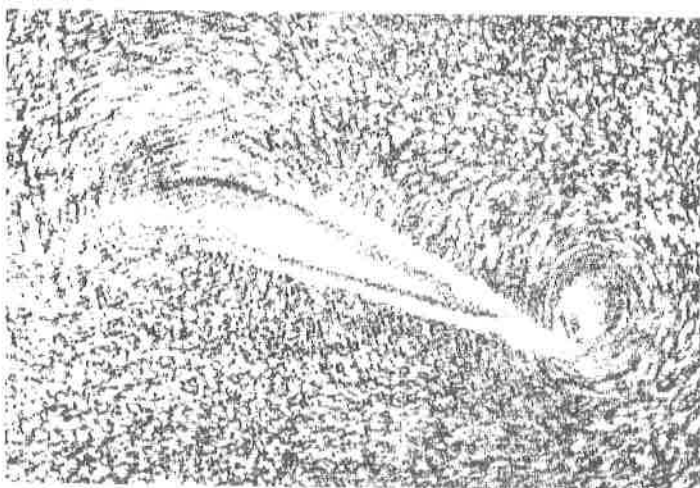
המעורר כוחות חיכוך תטייה לערבול. ככל שזווית ההתקפה גדולה יותר כן חריפה יותר השפעת הפינה והמערבולת הראשונית חזקה יותר.

בתגובה למערבולת הראשונית, בהתאם לחוק שימור כמות התנועה הסיבובית, צריכה להיווצר מערבולת בעוצמה שווה אבל בכיוון הפוך. ואמנם מערבולת התגובה מופיעה בזרימה ומקיפה את הפרופיל בכיוון הפוך למערבולת הראשונית. ציור 29.



ציור מס' 29.

ככל שהמערבולת הראשונית חזקה יותר תהיה גם מערבולת התגובה חזקה יותר. כלומר עם העלייה בזווית ההתקפה תגבר עוצמת מערבולת התגובה. ציורים 30, 31, 32, מציגים תצלומים של המערבולת הראשונית ומערבולת התגובה. (כדי להשיג תצלום כזה צריכה המצלמה לנוע יחד עם הזרם הרגיל של האוויר, מצלמה עומדת תצלם תמדת זרימה שהיא סכום המערבולות והזרימה הרגילה של האוויר).
אם נחבתן עתה כתמדת הזרימה סביב הפרופיל כצרוף של מערבולת התגובה והזרימה הרגילה (ציור 32) נבחין בתופעה מעניינת: בעקימון התחתון מאיטה מערבולת התגובה



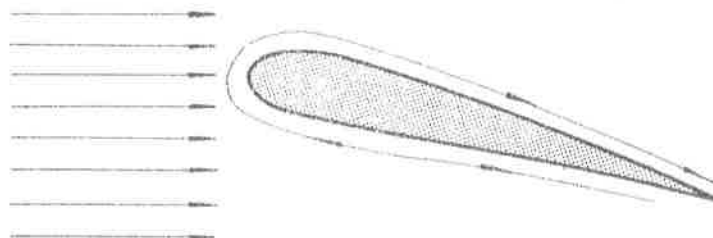
ציור מס' 30

1123-992



ציור מס' 31

את מהירות הזרימה כי כיוונה הפוך (אם כי בסכום, הזרימה שם היא ימינה),
ובעקמון העליון מגבירה מערבולת התגובה את מהירות הזרימה כיון שהיא מצטרפת
אליה בכיוון. יוצא אם כך שמהירות הזרימה בעקמון העליון גדולה יותר מאשר
בעקמון התחתון.

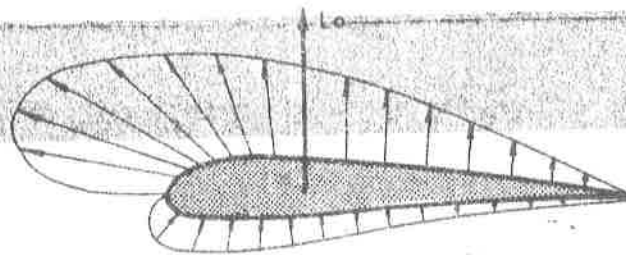


ציור מס' 32

כיון שמהירות הזרימה גדולה יותר בעקמון העליון מאשר בעקמון התחתון, הרי
נובע מחוק ברנולי, שהלחץ בעקמון העליון קטן יותר מאשר הלחץ בעקמון התחתון
(מהירות גבוהה - לחץ נמוך). יוצא איפוא ששקול הלחצים של שני העקמונים הוא
כלפי מעלה תוצר כוח עילוי L_o . בשרטוט פילוג הלחצים על פרופיל נוהגים ליחס
את הלחצים ללחץ P בזרימה הלא מופרעת (רחוק מהפרופיל) שמהירותה V . מהירות
הזרימה על-פני העקמון העליון גדולה ממהירות הזרימה הרגילה V (כיון שמצטרפת
מהירות מערבולת התגובה). ולכן הלחץ בעקמון העליון קטן מהלחץ P בזרימה הלא
מופרעת. נהוג לאמר שבעקמון העליון שורר תח לחץ או יניקה. מתוך שקול דומה
גדול הלחץ בעקמון התחתון מהלחץ של הזרימה הרגילה. ציור 33 מראה דוגמה של
מפת לחץ.

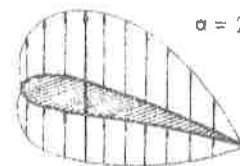
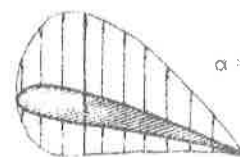
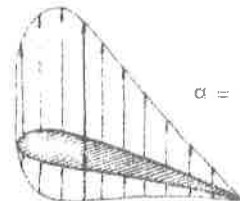
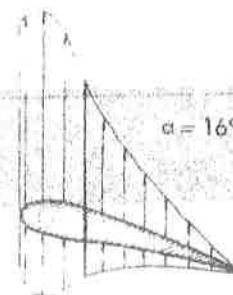
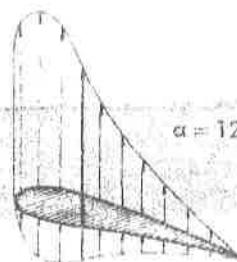
1123 - 992

61



ציור מס' 33

צורת פלוג הלחץ קובעת את ערכו של כוח העילוי L_o . לזווית ההתקפה השפעה ניכרת על ערכו של כוח העילוי. ככל שזווית ההתקפה גדלה (אם כי עד גודל מסוים, כפי שעוד נלמד) גדלה עוצמת מערבולת התגובה ולכן גדלה גם השפעת מערבולת התגובה על מהירות הזרימה סביב הפרופיל. המהירות בעקמוני העליון תהיה גבוהה יותר ובעקמוני התחתון נמוכה יותר והעילוי יגבר. ציור 34 מציג את פילוג הלחצים בזוויות התקפה שונות על אותו פרופיל.

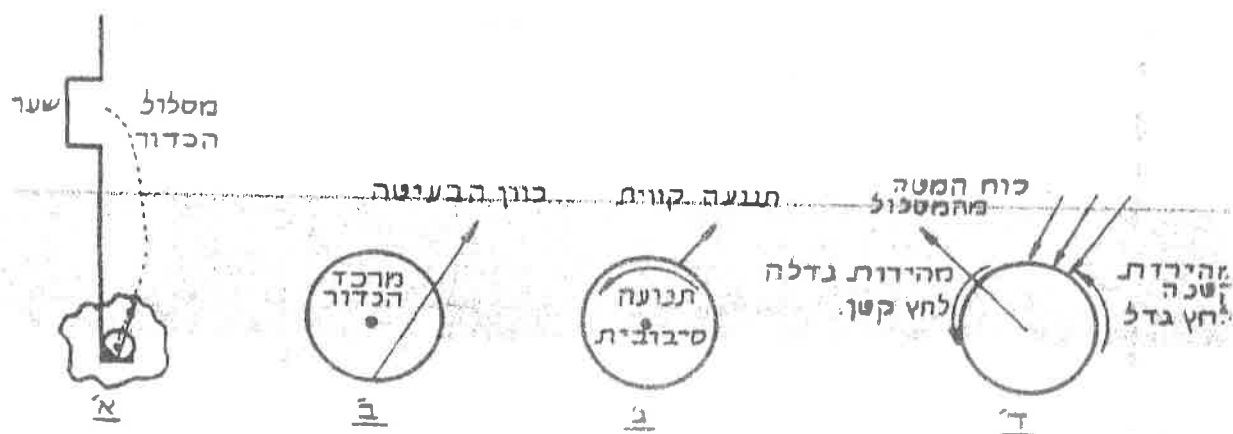


ציור מס' 34

הקד
מה
חץ

הורצות כוח על גליל (כדור) מסתובב

ניתן לנצל תופעה זו של מערבולת הנמצאת סביב גוף מסוים, הנע לאורך קו ישר, על-מנת להטותו ממסלולו באופן מלאכותי. אנו אף משתמשים בכך במשחקי כדור שונים. מהי מכת פינג-פונג מסובבת? מהי בעיטת "בננה"? ננסה להבין, מדוע בעיטת "בננה" גורמת לכדור לבצע תנועה סיבובית ולא תנועה קוית ישרה. הבעיטה מתבצעת לא במרכז הכדור, אלא בצידו. כתוצאה מכך מקבל הכדור בנוסף לתנועתו הקוית גם תנועה סיבובית סביב מרכז הכובד שלו (ראה ציור מס' 34).



ציור מס' 34

דוגמא

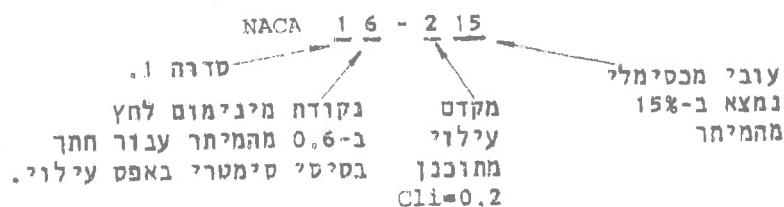


סדרות - 1 - NACA

(3)

הספרה הראשונה הינה 1 והיא מציינת את הסדרה.
 הספרה השניה מציינת את מיקום נקודת מינימום לחץ עבור חתך סימטרי בסיסי ב- α_{OL} (אפס עילוי).
 הספרה השלישית מציינת את Cl_i - מקדם העילוי הממוצע בזווית התקפה 0° . ספרה זו חיה 0 עבור פרופיל סימטרי. הספרה מציינת בעשירות את Cl_i .
 שתי הספרות האחרונות מציינות שהעובי המכסימלי מתקבל כך וכך % מהמיתר מכוון שפת ההתקפה.

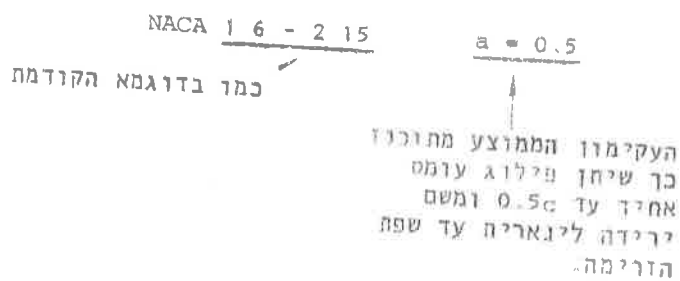
דוגמא



4 סדרה 1 - משופרת - NACA

ברוב הפרופילים של סדרות 1 העקומון הממוצע הינו כזה שיוצר פחות או יותר פילוג הפרש לחצים אחיד לאורך מיתר הפרופיל (בין העקומון העליון לתחתון). פרופיל כזה מצוין כ-0.5 $a = 1$ פרופיל אחר שבו מצויין ליד מספרו : שבו כלשהו a , מציין פילוג הפרש לחצים אחיד משפת ההתקפה עד לחלק המצוין של המיתר. ומשם ירידה לינארית ל-0 עד לשפת הזרימה.

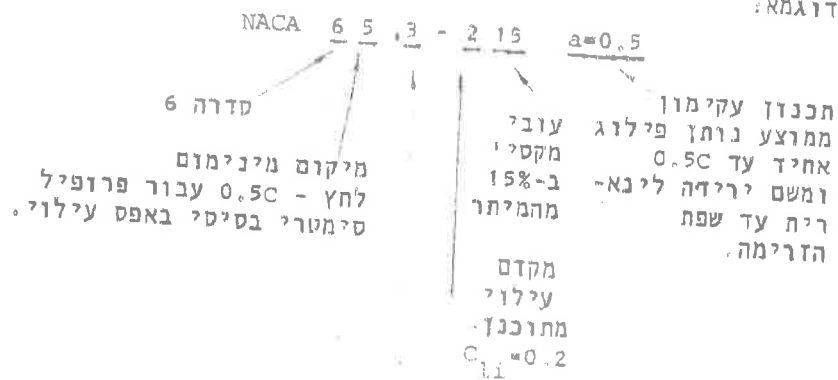
דוגמא



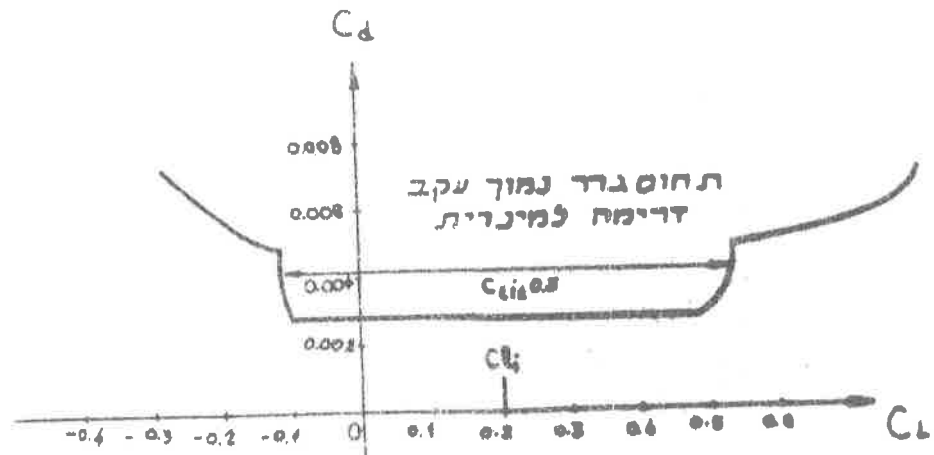
5 סדרות 6 - NACA

זוהי הסדרה הטובה ביותר והכי שימושית כי נוספת בה סיפרה אשר נוחת מידע על תחום C_L מעל ומתחת C_{Li} אשר בו הזרימה הינה למינרית ולכן C_d קטן.

דוגמא:



תחום C_L שבו C_d קטן הינו 0.3 מעל ומתחת C_{Li} (ראה שרטוט)

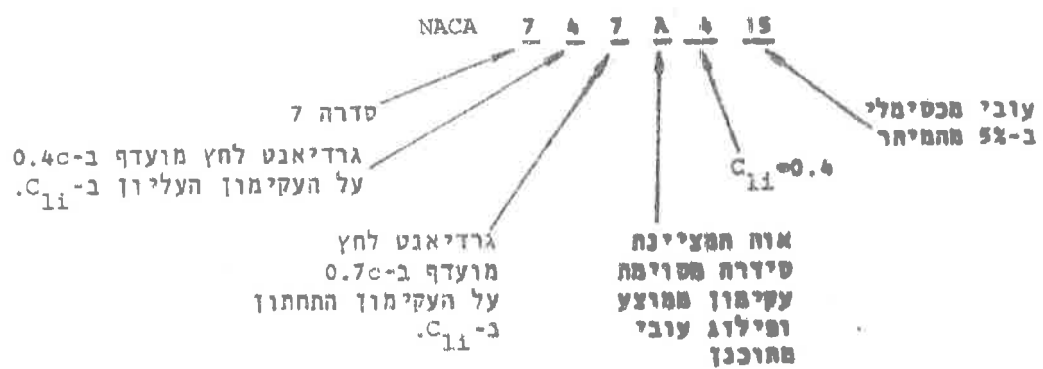


הערה: ישנן סדרות - 6 משופרות אך לא ניכנס אליהן.

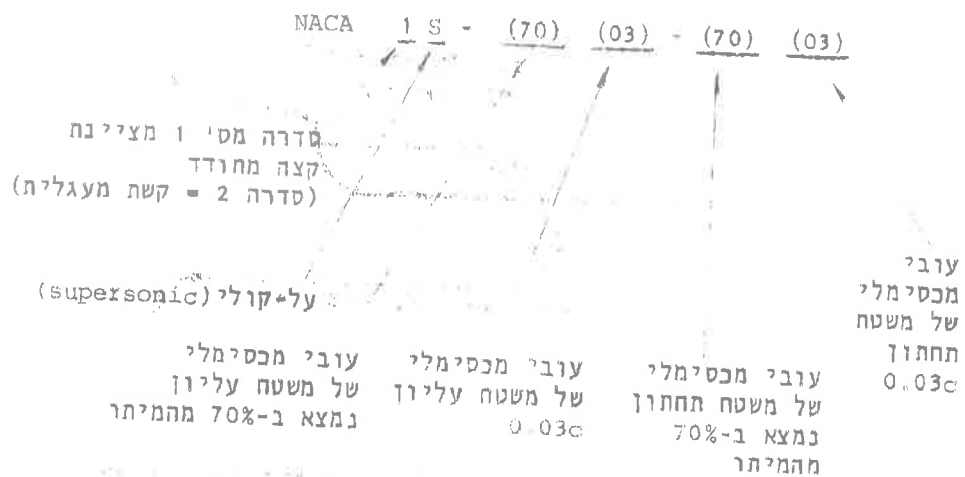
סדרות נוספות - NACA

(6)

סדרות 7 - דוגמא



סדרות לפרופילים על-קוליים - דוגמא



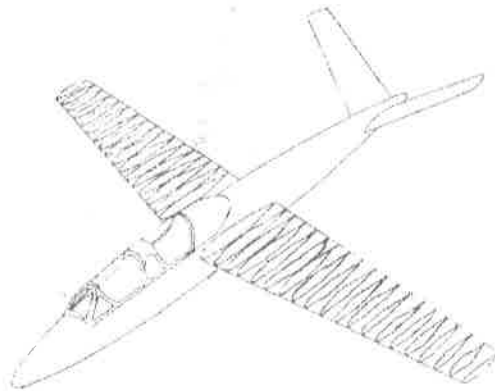
6. - כוחות על הכנף

א. מ.ב.א

כנף המטוס, שהיא אוסף של פרופילים המחוברים זה לזה, מספקת את כוח העילוי המאזן את המשקל ומרים את המטוס. העילוי נוצר עקב הצורה המיוחדת של הזרימה סביב פרופיל. אך כיוון שהכנף היא גוף תלת-מימדי אין הזרימה סביבה זהה בדיוק לזו שסביב פרופיל דו-מימדי והנחות האווירודינמיים (במיוחד ההתנגדות) מושפעים מכך. מהירות הזרימה על הכנף היא כמהירות הטיסה V .

ב. כנף המטוס

כנף המטוס כפי שמראה ציור 35 אינה אלא רצף של פרופילים אווירודינמיים. שפות ההתקפה של הפרופילים יוצרות את שפת ההתקפה של הכנף ושפות הזרימה של הפרופילים יוצרות את שפת הזרימה של הכנף. העקימונים העליתים של כל הפרופילים מהווים את המשטח העליון של הכנף והעקימונים התחתונים את המשטח התחתון.



ציור מס' 35

לכנף יש כמה גדלים אופייניים המוגדרים בצורה הבאה: ציור 36.

- א. b היא מוטת הכנף. זהו המרחק מקצה כנף אחת לקצה הכנף השנייה.
 - ב. s הוא שטח הכנף. שטח הכנף כולל גם אותו חלק מגוף המטוס הנמצא בהמשך הכנפיים. מתקבל ע"י הטלה ניצבת של הכנף.
 - ג. המיתר הממוצע: מיתר הכנף משתנה מפרופיל לפרופיל (להוציא כנף מלבנית בזה הוא קבוע). נהוג להגדיר מיתר ממוצע המסומן כ- $\bar{c}$ בצורה:

$$\bar{c} = \frac{s}{b} \quad (1)$$
- כלומר המיתר הממוצע הוא שטח הכנף מחולק במוטתה. מלבן שאורכו b ורוחבו $\bar{c}$ הוא שווה שטח עם הכנף.

(2) $S = b \cdot c$

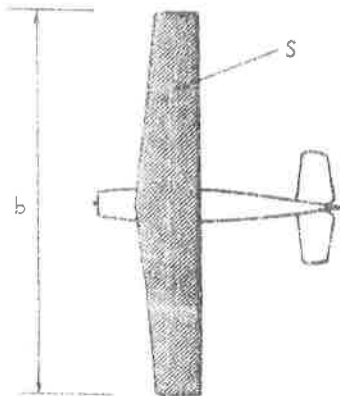
מנת המימדים של הכנף AR מוגדרת כיחס בין ריבוע המוטח לבין שטח הכנף:

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

אם נציב את S מתוך (2) נקבל:

(4) $AR = \frac{b^2}{b \cdot c} = \frac{b}{c}$

כלומר, מנת המימדים היא היחס בין המוטח לבין המיתר הממוצע, או היחס בין מימד האורך של הכנף לבין מימד הרחב שלה (מכאן השם מנת-מימדים). מנת המימדים מצביעה על מידת "צרותה" של הכנף. אם הכנף "צרה" מנת המימדים



צוור מס' 36

גבוהה. אם הכנף "רחבה" מנת המימדים נמוכה. במטוסים הקיימים כיום משתנה

מנת המימדים בערך בגבולות $1 \div 20$, בהתאם לסוג המטוס.

לכנפיים נותנים שמות על-פי צורתן. כמה דוגמאות מובאות בצוור 37.



כנפיים משוכות לאחור



כנפיים אליפטיות



כנפיים מלבניות

צוור מס' 37

תצורות כנפיים

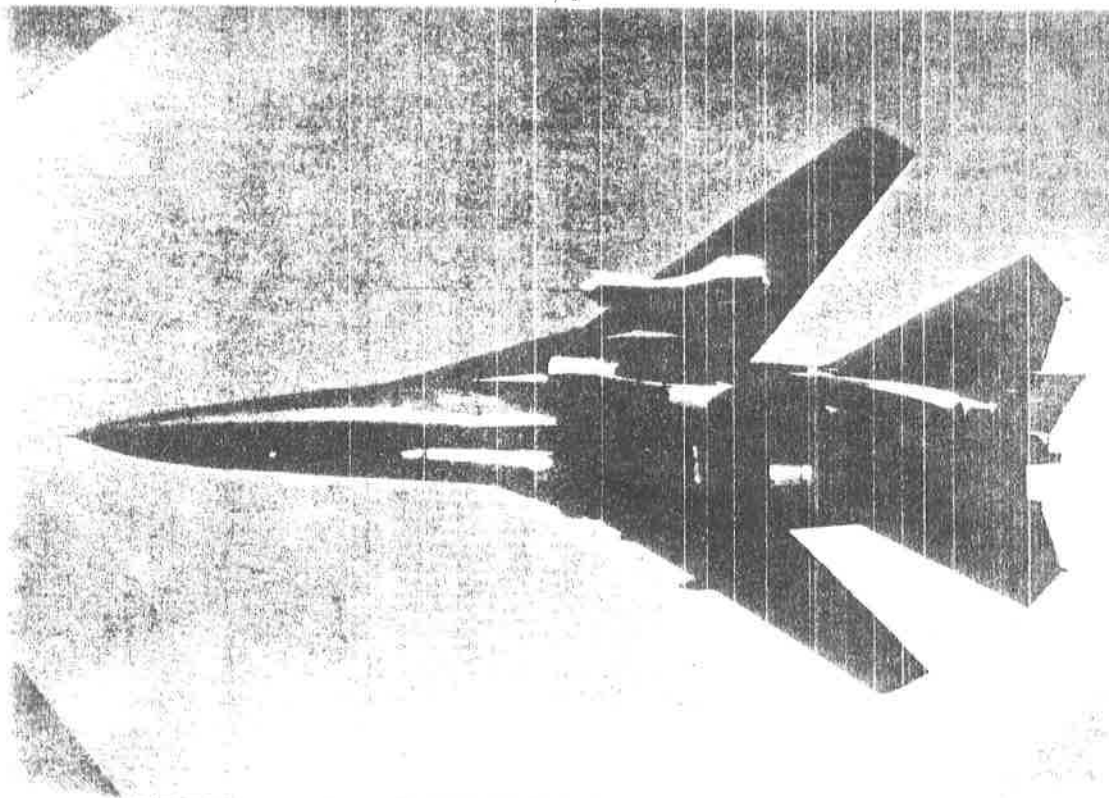
א.

כנף מלבנית הינה בעלת יעילות אווירודינמית גבוהה הרבה יותר מכל שאר סוגי הכנפיים ולכן יעילה בכל תחום המהירות התת-קולי, דהיינו, כל עוד לא נכנסים לתמונה גלי-הלם.

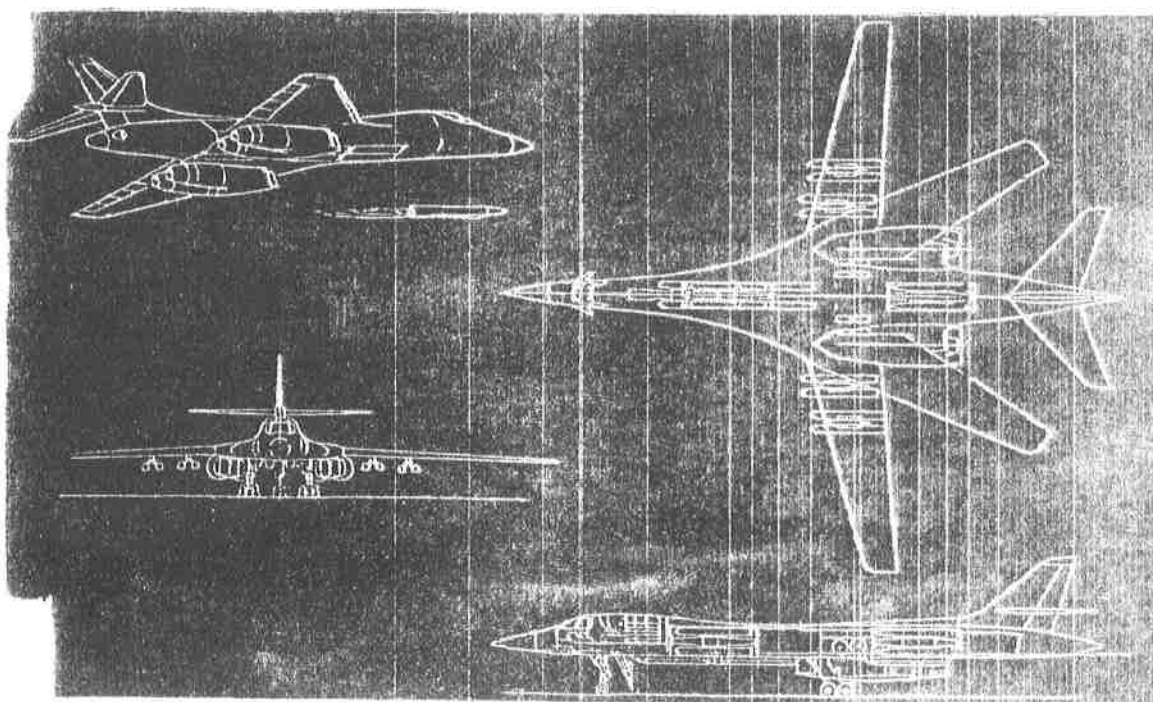
גלי הלם מתחילים להיווצר על הכנף בסביבות $0.7M$ ולכן מכאן יש צורך בסוג כנפיים אחר. משתמשים בכנפיים משוכות לאחור (ברוב מטוסי התובלה והנוסעים), על-מנת לדחות את היווצרות גל ההלם למהירות כמה שיותר קרובה ל- $1M$. כאשר המטוסים מחוכגנים לעבור את מאך 1 , הכנפיים יהיו כנפי דלתא, כי אז היחס $(t/c)_{max}$ הינו הקטן ביותר ולכן הגרר הוא הנמוך ביותר, וזה חשוב במהירויות הטיסה הגבוהות.

כדי להנות מ- 3 סוגי הכנפיים בכל תחום מהירות שנטוס בונים כיום כנפיים בעלות גיאומטריה משתנה ($F-14$ למשל). במטוסים אלה שולט הטייס על תצורת כנפי המטוס בהתאם למהירות הטיסה בה הוא טס.

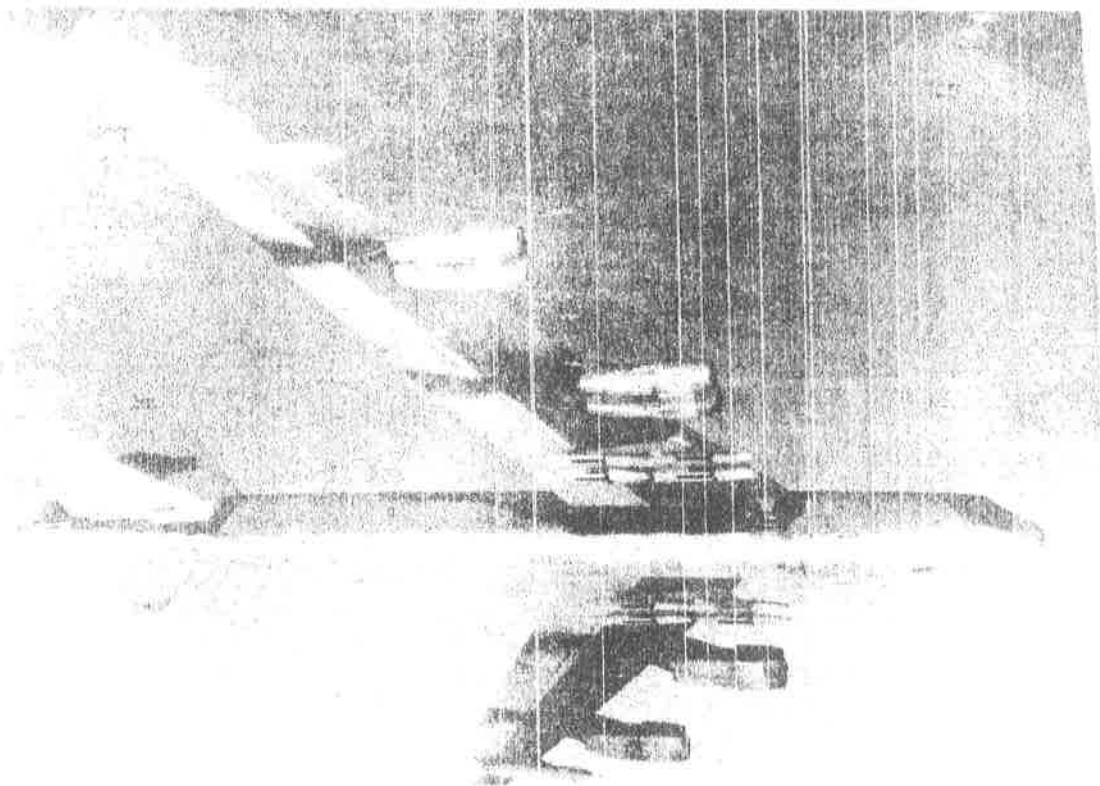
כיום נמצאה בתכנון מתקדם תצורה של כנפיים משוכות לפני. עדיין אין תוצאות לניסויים אלה.



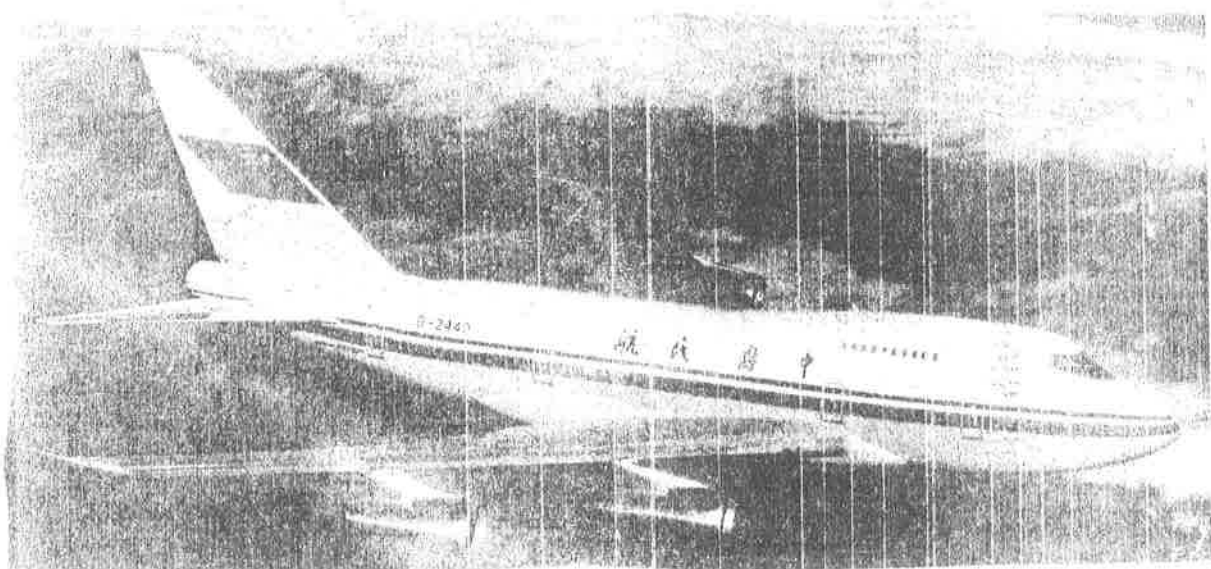
צילור מסי 39: 111-1 בעל כנפיים משתנות



צילור מסי 40: המפציץ 2-1 בעל כנפיים משתנות

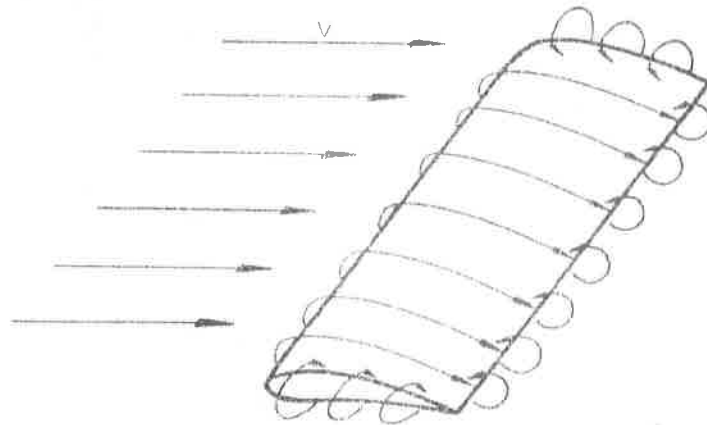


צי יר מס' 140: המפציץ האמריקאי B-29 סופרfortress בעל הכנפיים המשוככות לאחור



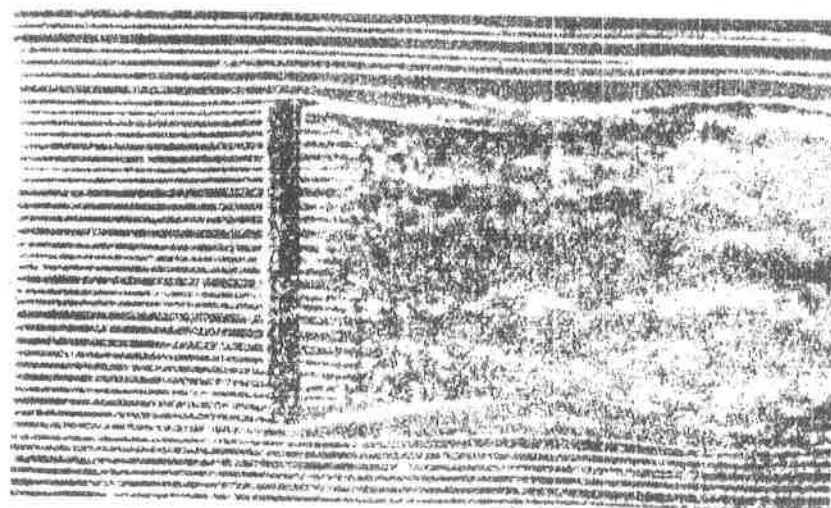
צי יר מס' 140: מטוס הבוסטונים בואינג 747 בעל הכנפיים המשוככות לאחור
המטוס הזה נרכש ע"י סינג - לג' - ה"ה ב' ע"ה

הערה: חוק שימור כמות התנועה הסיבובית נשמר גם במקרה של מערבולות קצה הכנף.
כיון שכיוון הפוך ועוצמתן שווה הרי הן מאזנות זו את זו.
עזה נוכל לתאר את תחתית הזרימה הכללית סביב כנף. בנוסף לזרימה הרגילה
במהירות V (הנובעת מהתקדמות המטוס באוויר) קיימת מערכת מערבולות המורכבת
ממערבולות ראשיות כשפת הזרימה של הכנף, מערבולות תגובה המקיפות את הכנף
ומערבולות קצה כנף. ציור 43.



ציור מס' 43

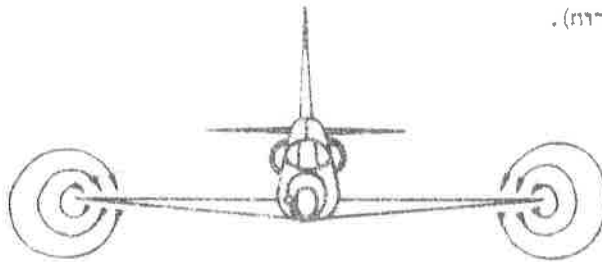
המערבולות הראשוניות ומערבולות קצה הכנף נמשכות מאחורי הכנף ויוצרות אף
עקבת הכנף כפי שמראה תצלום 44.



ציור מס' 44

מערכת המערבולות הנצרכת בזרימה סביב כנף, ובמיוחד מערבולות קצה הכנף, משפיעה על צורת הזרימה, אם נהבטן על כל זחל כנף נראה תחזירמה סביבו שונה במקצת מהזרימה סביב פרוויל דו-מימדי.

מזרימה אוויר, בכיוון ניצב, על המשטח העליון וגורעת אוויר מהשטח התחתון. ציור 45. השפעתה הסופית של מערבולת קצה הכנף היא הזרמת אוויר כלפי מטה על הכנף. נהוג לסמן מהירות זו באות ω ולכנות אותה מהירות מושרה. (המערבולות "משרות" מהירות).

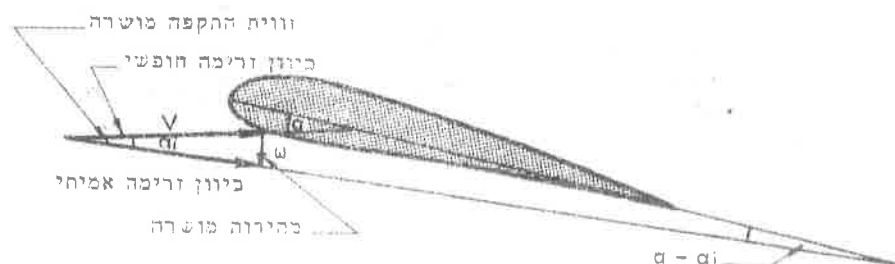


ציור מס' 45

מובן כי כיוון הזרימה הכללי יזוהה הסכום הוקטורי של מהירות הזרימה (מהירות הטיסה) V ורכיב המהירות המושרה (הניצב ל- V) ω . תמנה 46 מציגה זאת. מהציור נראה כי רכיב המהירות המושרה ω מסיט את מהירות הזרימה החופשית כלפי מטה. זווית ההסטה מסומנת ב- α_i תקראת זווית ההתקפה המושרה.

יוצא כי זווית ההתקפה הממשית כו תקפה הזרימה את חתכי הכנף היא ההפרש בין זווית ההתקפה α לבין זווית ההתקפה המושרה α_i .

זווית התקפה אמיתית $\alpha - \alpha_i$ (5) הזווית בה מגיעה הזרימה אל כל פרופיל כנף אינה הזווית α שבין כיוון הזרימה הרגיל (כיוון הטיסה) והמיחר אלא זווית קטנה יותר עקב הסחת כיוון הזרימה על-ידי מערבולות קצה הכנף. הזווית α_i היא בדרך-כלל קטנה מאד (עד 8°).



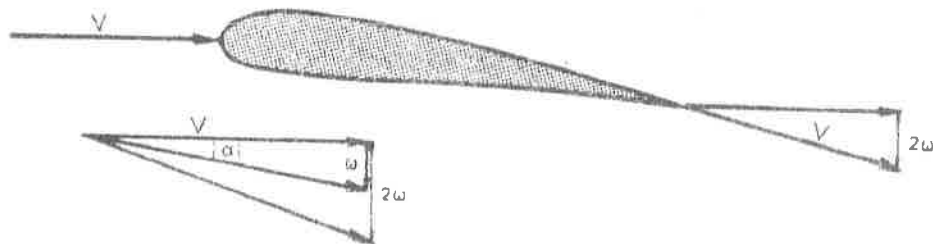
ציור מס' 46

1123-992

- 79 -

נקודות

חמות הזרימה כפי שתוארה בסעיף היא מקורבת ומהווה "ממוצע" של מצב הזרימה המרויך. לאמיתו של דבר נשתה מהירות הזרימה בכל נקודה ונקודה שעל פני הכנף ולכן שונה שם גם השטח מערבולות קצה הכנף. גישה מדויקת לכך היא מסובכת והורגת ממסגרת הספר. הגישה ה"ממוצעת" מסתמכת על-כך שמאחורי הכנף, בעקבה, מוטת הזרימה כלפי מטה על-ידי רכיב מהירות מושרה ששיעורו 2ω . ציור 47. וכיון שהטייה לפני הפרופיל היא אפס (שם המערבולות המושרות לא משפיעות) הרי באופן ממוצע תהיה הוטייה בערופיל עצמו ברכיב מהירות ω . (ציור 47). בתצלום 48, נראית דוגמה להסחת הזרימה. גישה ממוצעת זו מקובלת בהנדסה והיא די מדויקת.



ציור מס' 47



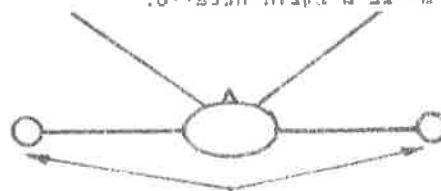
ציור מס' 48

כאשר דנו בפרופיל דו-מימדי, אמרנו כי כוח העילוי L_o ניצב לכיוון הזרימה והכוח D_o הוא בכיוון הזרימה. אם נעבור עתה לפרופיל של כנף, יסתבר כי כהתאם לנאמר (לנבי פרופיל) הרי כוח העילוי L_o ניצב לעילוי הזרימה האווירי ליד הפרופיל (ולא לכיוון הזרימה והואשיו) וכוח ההתנגדות D_o הוא בכיוון הזרימה האווירי ליד הפרופיל. אבל באווירודינמיקה של מטוס, מעוותים כנף עילוי הניצב לכיוון הטיסה, כלומר לכיוון הזרימה החופשית, ומבזה התנגדות ההפוך לכיוון הטיסה (אם כי מקביל לה) כלומר בכיוון הזרימה החופשית. יוהר גוף לטפל בצורת זרימה כללית סביב כנף המטוס מאשר לטפל בכל צורות הזרימה המקומיות, השונות בכל חלק של המטוס. לכן משתמשים בזווית ההתקפה α (שאתה זווית ההתקפה האמיתית סביב הכנף) שבין כיוון הטיסה מיתר הכנף, ובכוחות עילוי והתנגדות ומיוחסים לכיוון התקדמות המטוס. כוח העילוי L הניצב לכיוון התקדמות המטוס (שהוא הכיוון ההפוך לזרימה החופשית) יזוהה ההפרש בין הרכיבים הניצבים של L_o ו- D_o . בעוד שכוח ההתנגדות בכיוון הזרימה החופשית (הפוך לכיוון הטיסה) יהיה סכום הרכיבים המתאימים של L_o ו- D_o .

ציר 49

אבו רואים שמעובלות קצה הכנף מגדילים את הגרר וכמעט אינם משפיעים על העילוי, לכן מנסים למנוע במספר שיטות:-

- במטוטי הפוגה - מיכלי דלק בקצות הכנפיים.
- בערבה - מייצבים בקצות הכנפיים.



מיכלי קצות כנפיים (פוגה)

ציור מס' 50

2. מקדם העילוי

מחקרים, ניסויים ושיטות חדשים הראו כי כוח העילוי L נתון על-ידי:

$$(9) \quad L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

כלומר מהצורה מכפלה הצפיפות ברבוע מהירות הטיסה, בשטח הכנף ובגודל ומסומן C_L - המכונה מקדם עילוי. פירוש הרבר כי הכפלה מהירות הטיסה מי 2, למשל, מגדילה את כוח העילוי מי 4. כמו-כן נראה מהביטוי (9) כי באוויר צפוף יותר יש יותר עילוי (בחלל אין עילוי), וכן כי הגדלת שטח הכנף תביא לעלייה בעילוי.

מקדם העילוי מיוצג את השפעת זווית ההתקפה על כוח העילוי. C_L הוא מספר טהור וחסר מימד. (מימדי L הם כוח כפי שסתבר מעיר בביטוי (9)). ציר 54 מראה גרף אופייני של תלות מקדם העילוי בזווית ההתקפה. מתוך גרף זה בולטות כמה נקודות מיוחדות.

- ער זווית ההתקפה של כ- 18° עולה מקדם העילוי עם השנוי בזווית ההתקפה בצורה לתיאורית (קו ישר).
- בזווית ההתקפה של 18° מקבל מקדם העילוי את ערכו המכסימלי: $C_{Lmax} = 1.38$ ועם עלייה נוספת בזווית ההתקפה מקדם העילוי קטן.
- מצורה זווית ההתקפה מיוחדת (במקרה זה -2°) בה מקדם העילוי הוא אפס. $C_L = 0$, זווית זו מכונה זווית אפס עילוי ומסומנת ב- α_{ol} . מובן כי הגרף יתכן רק לפרופיל מסויים. אך הצורה בכללותה נכחה לכל פרופיל. ותמיד אפשר למצוא את הנקודות המיוחדות אם כי בשתי ערכים. מענין כי שיפועו של הקו הישר (במקרה זה עד 18°) הוא אותו לכל הפרופילים. השיפוע הוא בקרוב

דעה, כיוון שהכוח D_0 קטן ביחס לכוח L_0 $D_0 < L_0$ הרי נוכל לרשום:

$$(6) \quad L = L_0$$

$$(7) \quad D = D_0 + L_0 \alpha_i$$

או במילים: כוח העילוי L הניצב לכיוון התקדמות המטוס שווה בקירוב טוב לכוח העילוי הניצב לכיוון הזרימה האמיתית (המתשעת כמובן ממערבולות קצה הכנף). כוח ההתנגדות ההפוך לכיוון הטיסה שווה לכוח ההתנגדות ההפוך לכיוון הזרימה האמיתית, בתוספת רכיב של העילוי $L_0 \alpha_i$.

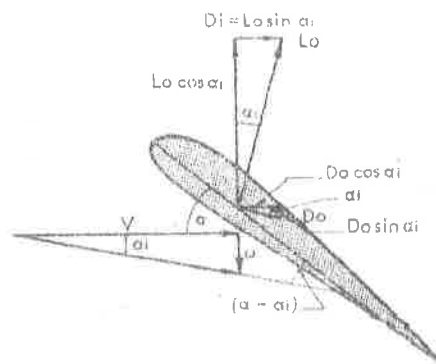
מסתבר כי נוסף להתנגדות החיכוך הצורה מופיעה צורת התנגדות נוספת שהיא רכיב של העילוי: $L_0 \alpha_i$. רכיב זה שנוצר עקב המהירות המושרת על-ידי מערבולות קצה הכנף מכתה התנגדות מושרת ומסומן ב- D_i :

$$(8) \quad D_i = L_0 \alpha_i$$

כלומר כוח ההתנגדות סביב הכנף הוא:

$$D = D_0 + D_i$$

והתנגדות זו מורכבת משלשה חלקים: חיכוך, צורה והתנגדות מושרת. כזכור, הרי סביב פרופיל דו-מימדי קיימות רק התנגדויות החיכוך והצורה.



ציור מס' 49.

או בצורה מתמטית:

$$(4) \quad L = L_0 \cos \alpha_i - D_0 \sin \alpha_i$$

$$(5) \quad D = D_0 \cos \alpha_i + L_0 \sin \alpha_i$$

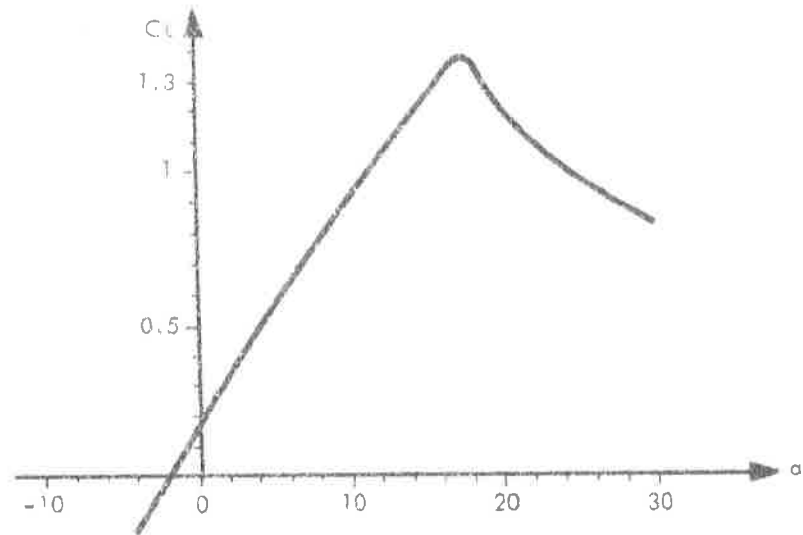
את הביטויים (4) (5) אפשר לבחוב בצורה הרבה יותר פשוטה לאחר כמה הזנחות המקובלות באווירודינמיקה. כיון שזווית ההתקפה α_i קטנה מאד הרי בקרוב טוב

$$\sin \alpha_i \approx \alpha_i \quad \cos \alpha_i \approx 1$$

$$L = L_0 - D_0 \alpha_i$$

ולכן:

$$D = D_0 + L_0 \alpha_i$$



ציור מס' 51.

אפשר גם להראות כי בתחום זה ניתן מקדם העילוי על-ידי:

$$CL = 2\pi(\alpha - \alpha_{ol})$$

הזווית α נמדדת ברדיאנים. זו משוואה של קו ישר. כאשר $\alpha = \alpha_{ol}$ באמת $CL = 0$.

ח. זווית ההתקפה המושרה

מחקרים הראו כי זווית ההתקפה המושרה α_i נתונה על-ידי:

$$(10) \quad \alpha_i = \frac{CL}{\pi AR}$$

ביטוי זה פותח עבור כנף אליפטית (כמו במטוס הספיטפייר). עבור כנפיים אחרות זקוקה הנוסחה לתיקונים קלים שאפשר להזניחם. מתוך (10) מסתבר כי ככל שהכנף יותר צרה מנת הממדים גבוהה יותר ולכן קטנה יותר זווית ההתקפה המושרה. עובדה זו נכין אם נראה כי בכנף צרה יותר הרי קצה הכנף "רחוקים" יותר והשפעת מערבולות קצה הכנף חלשה יותר. אם מנת הממדים היא גדולה לאין שעור ($AR = \infty$) זווית ההתקפה המושרה היא אפס ואנו חוזרים למקרה של פרופיל דו-מימדי. נהוג לומר כי זווית ההתקפה המושרה (ובמובן כל הנובע ממנה) היא תוצאה מכך שהכנף סופית ולא אין סופיות בניגוד לפרופיל דו-מימדי המייצג חוץ כנף "אין סופית".

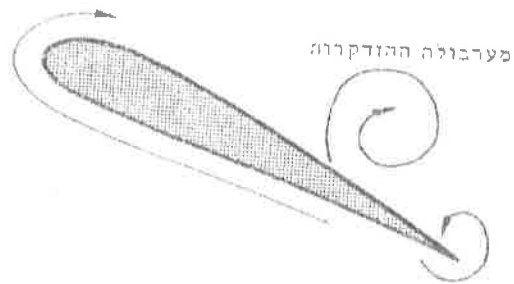
$$(11) \quad K = \frac{1}{\pi AR} \quad \text{נהוג לסמן:}$$

ואז תהיה זווית ההתקפה המושרה:

$$(12) \quad \alpha_i = KCL$$

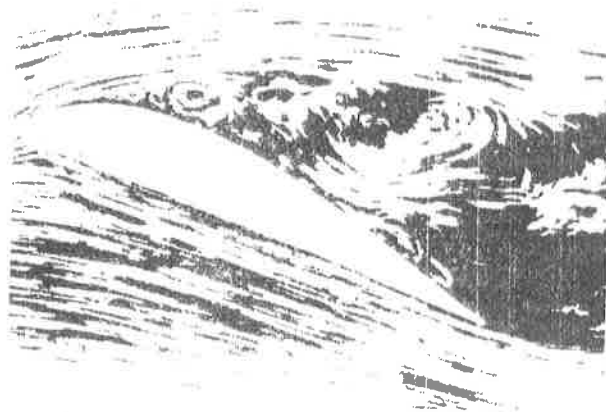
ככל שעולה מקדם העילוי CL , גדלה גם זווית ההתקפה המושרה. שכן עלייה במקדם

הזרימה כולה סביב שפת הזרימה היא סוערת ולא יציבה.



ציור מס' 53

תופעה זו של נפילת העילוי בזווית ההתקפה הקריטית מכונה הזדקרות. הזווית הקריטית היא זווית ההזדקרות ומסומנת כ- α_{stall} . תחום זווית ההתקפה שמעל זווית ההזדקרות נקרא איזור ההזדקרות. תמונה 54 מציגה הצלום יפה של הזרימה בהזדקרות.

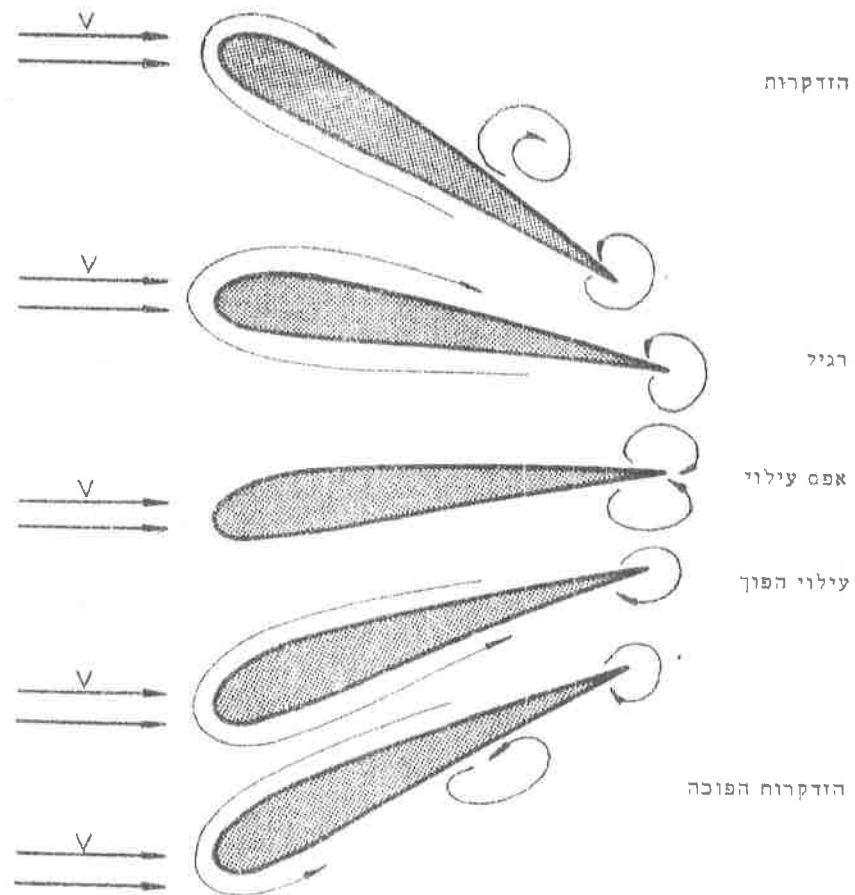


ציור מס' 54

ממש על סף ההזדקרות מקבל מקדם העילוי את ערכו המקסימלי. כלומר כאשר $\alpha = \alpha_{stall}$ יהיה $C_L = C_{Lmax}$. ערכי זווית ההזדקרות תלויים מאד בפרופיל. ההזדקרות מלווה רעידות המורגשות היטב בתוך המטוס. סיבת הרעידות היא אי-יציבות של הזרימה הערבולית במשך ההזדקרות. כפי שמראים הגרפים 51, 52. מאופינת ההזדקרות על-ידי נפילה בעילוי ועלייה בהתנגדות. הביטוי $C_D = C_{D0} + K C_L^2$ אינו נכון באיזור ההזדקרות שכן תמונת הזרימה אז שונה.

א. תיאור הזרימה בזווית התקפה שינוי

עד כה תארנו את הזרימה בזווית התקפה הגדולה מזווית אפס עילוי ומצב הזדקרות. בזווית התקפה הנמוכה מזווית אפס עילוי יהיה כיוון המערכולות הפוך. כלומר המערכולות הראשוניות חסות בכיוון השעון ומערכולות התגובה בכיוון הפוך. העילוי יהיה אז הפוך (כלפי העקימון התחתון), כיון שהלחץ יהיה גדול יותר במשטח העליון של הכנף. סוג עילוי כזה נחשב למשל, בטיסה הפוכה. גם תופעת ההזדקרות קיימת בזווית התקפה שלילית. היא מתרחשת בזווית ההזדקרות השלילית ומערכולות ההזדקרות מופיעה בעקימון התחתון. במעבר מעילוי רגיל (כלפי מעלה) לעילוי הפוך (כלפי מטה) ישנו מצב מיוחד שבו אין כלל עילוי. מצב זה מתרחש בזווית אפס עילוי ואז גם המערכולות הראשוניות וגם מערכולות התגובה נמצאות ליד שפת הזרימה. מצב חוסר עילוי דורש בטיסה אנכית כלפי מעלה. ציור 55 מציג רישומים של תמונות הזרימה בזווית התקפה שונות.



ציור מס' 55

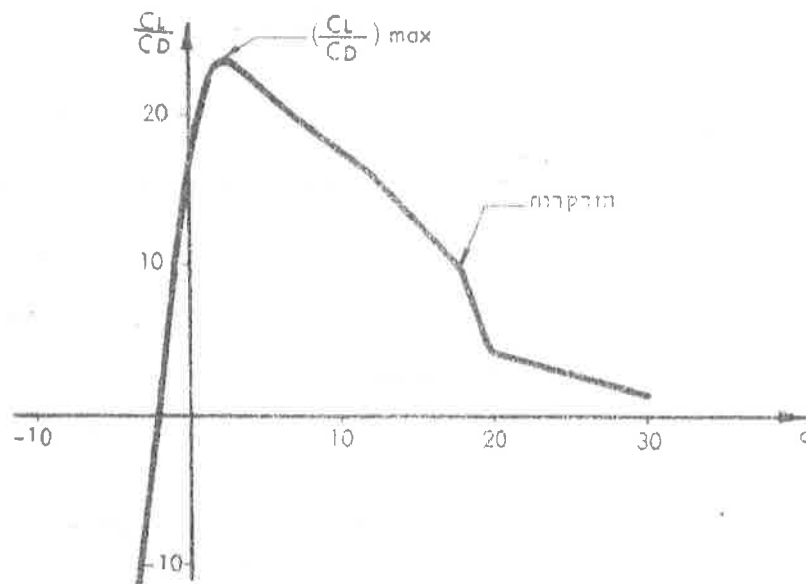
בזווית אפס עלוי אין עילוי כי $C_L = 0$ ואז גם זווית ההתקפה המושרה היא אפס $\alpha_i = 0$. בזווית התקפה זו אין למערכולת קצה הכנף כל השפעה ולמעשה הן אינן קיימות. (הלחצים שווים בשני משטחי הכנף ולזהרמה אין כל נטייה לעבור ממשטח אחד למשנהו). מקדם ההתנגדות אז יהיה $C_D = C_{D0} + K C_L^2 = C_{D0}$ וזה ערכו המינימלי. בזווית אפס עילוי קיימת רק התנגדות החיכוך והצורה. ההתנגדות המושרה היא אפס.

היעילות האווירודינמית

מכנף טובה נדרש מקדם עילוי גבוה ומקדם התנגדות נמוך. סביר לכן שהחס בין מקדם העילוי לבין מקדם ההתנגדות ישמש כמדד לחכונותה האווירודינמית של הכנף. יחס זה הוא "היעילות האווירודינמית" של הכנף:

$$(19) \quad \frac{C_L}{C_D} = \text{יעילות אווירודינמית}$$

ככל שהיעילות האווירודינמית גבוהה יותר תהיה הכנף משוכחת יותר. כיון שמקדמי העילוי וההתנגדות תלויים בזווית ההתקפה תהיה גם היעילות האווירודינמית תלויה בזווית ההתקפה. תלות זו מוצגת בציור 56.



ציור מס' 56

מתוך הגראף בולטות כמה נקודות חשובות:

- א. הנקודה בה היעילות האווירודינמית היא מקסימלית. זווית ההתקפה אז היא (במקרה זה) $\alpha = 2^\circ$. עבור פרופילים מקובלים היא נעה בגבולות $\alpha = 2^\circ \div 4^\circ$ לזווית התקפה זו חשיבות רבה שכן ביצועים רבים של המטוס הם מוטביים כאשר מבצעים

אותם בזווית ההתקפה בה היעילות האווירודינמית מקסימלית. (אין להחליף זווית זו עם זווית ההזדקרות בה מקדם העילוי מקסימלי).
 בזווית התקפה גבוהה יותר או נמוכה יותר מזו בה $\frac{C_L}{C_D}$ מקסימלי יש נפילה ביעילות האווירודינמית.
 אפשר להוכיח כי היעילות האווירודינמית המקסימלית היא:

$$(20) \quad \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0K}}}$$

ומקדמי העילוי וההתנגדות המתאימים הם:

$$(21) \quad \begin{cases} C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \\ C_D = 2 C_{D0} \end{cases}$$

מתוך (19) נראה כי מנת ממדים גדולה מגדילה את היעילות האווירודינמית המקסימלית.

ב. בזווית אפס עליו $\alpha = \alpha_{ol}$ היעילות האווירודינמית היא אפס שכן בזווית זו $C_L = 0$ והיעילות האווירודינמית היא:

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{0}{C_D} = 0$$

ג. בזווית הגדולה מזווית ההזדקרות בולטת הנפילה החרפה בערכה של היעילות האווירודינמית כאזור ההזדקרות, כזכור, עולה מאד ההתנגדות ונפיל העילוי.

יב. העקום הפולרי

את שלושת הגרפים ומתארים את C_L , C_D , $\frac{C_L}{C_D}$ כנגד זווית ההתקפה נוהגים לתאר בבת אחת על גרף הידוע כ"העקום הפולרי" (העקום הקוטבי) של הפרופיל. צורה אופיינית של העקום נראית כתרשים 57.

צירי העקום הם מקדמי העילוי וההתנגדות. את זווית ההתקפה מציינים בנקודות המתאימות. אם נעביר קו חותך מהראשית הרי הזווית β שהוא יוצר היא כזו ש-
 $\tan \beta = \frac{C_L}{C_D}$. כלומר טנגס הזווית היא היעילות האווירודינמית.

הנקודות המיוחדות על הגרף הן:

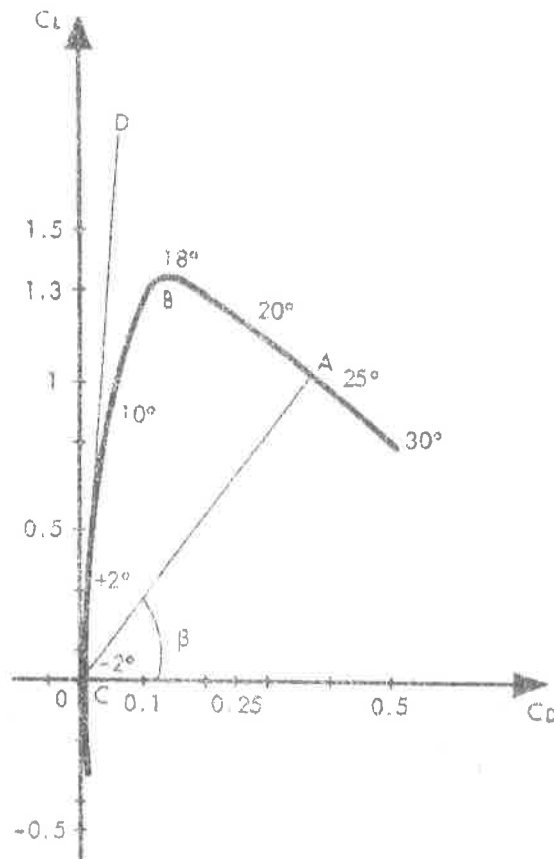
בנקודה B מתקבל מקדם העילוי המקסימלי, $C_L = C_{L \max}$

הנקודה C נותנת את מקדם ההתנגדות המינימלי, $C_D = C_{D0}$ ואת זווית אפס עליו $\alpha = \alpha_{ol}$

המשיק OD נותן את המקום בו היעילות האווירודינמית מקסימלית כיון שהוא יוצר את הזווית הגדולה ביותר עם העקום.

1123-992

- 89 -

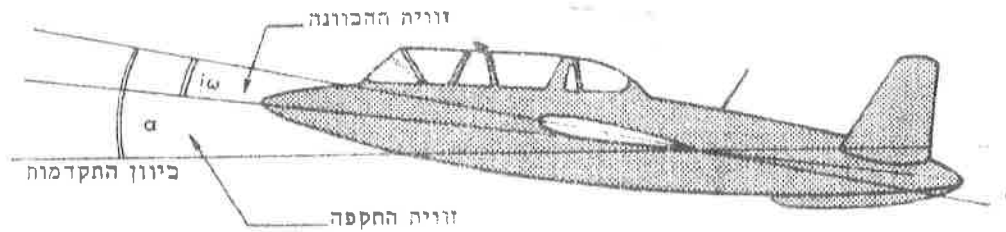


ציור מס' 57

יג. זווית הכוונה ופיתול הכנף

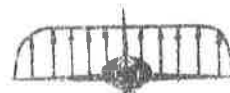
כדי שיווצר כוח עילוי מספיק גבוה יש לדאוג לנוך שהזרימה תחקוף את הכנף בזווית החקפה מסוימת ולא נמוכה ממנה, כדי למנוע טיסה במצב "אף גבוה" (דבר הגורם אי-נעימות לנוסעים ומקשה על ראיית הטייס) נוהגים לבנות את הכנפיים כך שתהיה להן זווית מסוימת ביחס לציר האורך של המטוס. זווית זו היא זווית ההכוונה של הכנף. אם למשל דרושה לכנף זווית החקפה של 6° לצורך יצירת העילוי הדרוש, וזווית ההכוונה היא בת 3° הרי מספיק להרים את אף המטוס ב- 2° . זווית ההכוונה וזווית החקפה מוצגות בתרשים 58.

1123-992



ציור מס' 58

מסיבות הקשורות לחחק מבנה הכנף, נהגים לבנות את כנף המטוס כשהיא מפורחלת. זווית ההכוונה ליד שורש הכנף היא יותר גבוהה מאשר בקצה הכנף. כתוצאה מכך תהיה זווית ההתקפה בשורש הכנף גדולה יותר ויהיה שם יותר עילוי מאשר בקצה הכנף. בדרך-כלל לא יוצר אותו שיעור כוח עילוי בכל חתך כנף. עקב הפיתול משתנה זווית ההתקפה מחתך לחתך. נוסף לכך נהוג גם להצר את הכנפיים לכיוון הקצה. הכנף בנויה כך שההתכים הוזזים ישאר את מירב העילוי. דוגמה לפילוג העילוי על-פני המוט נראה בתרשים 59.



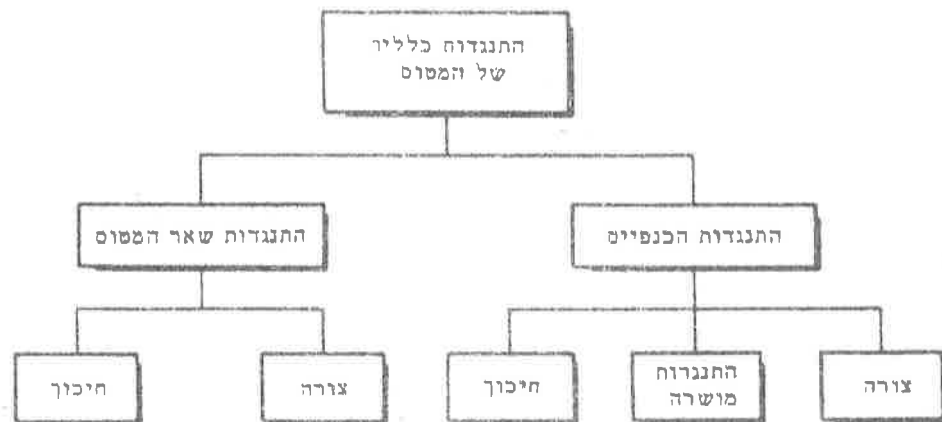
ציור מס' 59

יד. עילוי והתנגדות של מטוס

באשר דנים בביצועי המטוס חשוב לדעת מה הוא סכום הכוחות הפועלים על המטוס עקב זרימת האוויר. מתברר כי כוח העילוי הכללי הפועל על המטוס שווה בקרוב טוב לעילוי הפועל על-פני הכנפיים. (את הכנפיים נהוג באמת לכנות "משטח עילוי"). כוח ההתנגדות הכללי לעומת-זאת אינו זה של הכנפיים בלבד אלא נוסף לו כוח התנגדות של שאר חלקי המטוס. התנגדות נוספת זו היא מסוג התנגדות חיכוך וצורה בלבד. כתוצאה מכך מוכפל כמעט מקדם התנגדות החיכוך והצורה. ציור 60 מראה את מרכיבי ההתנגדות של כל המטוס.

1123-192

- 91 -



ציור מס' 60

הביטויים המתמטיים עבור העילוי וההתנגדות של כל המטוס הם כמו אלה של הכנף. ההבדל הוא שעבור המטוס מקדם התנגדות החיכוך והצורה C_{D0} הוא כפול בערכו. (בקרוב 0.02).

מעטף והלאה נשתמש בביטויים הבאים עבור הכוחות האווירודינמיים הפועלים על כל המטוס:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad \text{עילוי}$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad \text{התנגדות}$$

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 \quad \text{הקשר}$$

הביטוי האחרון נכון כמובן עד זווית ההזדקרות.

ט"ו. אמצעים ושיטות להגדלת העילוי

(1) חשיבות מקדם העילוי המכסימלי

בעת המראה ונחיתה רצוי, מסיבות של אורך מסלול וסיבות בטיחות, שמהירות הנחיתה/המראה תהיה נמוכה עד כמה שאפשר. כידוע לנו, בגובה פני-הים קיים הקשר הבא בין המהירות למקדם העילוי.

$$(22) \quad W = L = \frac{1}{2} \rho_0 S V^2 C_L$$

כאשר ρ_0 מסמן את צפיפות האוויר בגובה פני הים ו- W משקל המטוס בתנאי המראה או נחיתה.

מכאן נובע שמהירות הטיסה המינימלית בהמראה או בנחיתה מתקבלת כאשר מקדם העילוי הוא מנסימלי ולפיכך היא נתונה ע"י:

$$(23) \quad V_{min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 C_{L_{max}} SCL_{max}}}$$

לפיכך רצוי ש- $C_{L_{max}}$ יהיה גדול ככל האפשר. ראינו קודם שהגדלת קימור הפרופיל גורמת להגדלת $C_{L_{max}}$ ומכאן, כמובן, להגדלת $C_{L_{max}}$. מצד שני הוזכר שקימור גדול מדי אינו רצוי, כיון לא להגדיל את הגרר ואת מומנט העלרוד.

(2) שיטות להגדלת $C_{L_{max}}$

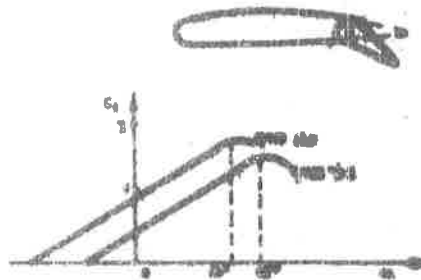
להגדלת $C_{L_{max}}$ מבלי להזדקק לקימור קבוע יש מספר שיטות שנתאר להלן.

(א) מדפים - העקרון המנחה את השמוש במדפים הוא הגדלת הקימור של החתך בזמן המראה ונחיתה. אמנם הגרר גדל ורצויות ההזדקרות קטנה ע"י כך ויש לקחת בחשבון את שני האפקטים האלה בזמן המראה או נחיתה. בזמן טיסה רגילה מישורים את המדף. סוגי המדפים הם:

(1) מדף פשוט

הגדלת מקדם העילוי המכסימלי $C_{L_{max}}$ נובעת מהגדלת הקימור של הפרופיל ע"י הטייה של המדף. בעזרת מדף ניתן להגיע ל:

$1.9 \approx C_{L_{max}}$; הטייה גדולה מדי של המדף (מעל 60°) שוב תגרום להנמקות הזרימה ולירידה ב- $C_{L_{max}}$ (ראה ציור 61).



ציור מס' 61



ציור מס' 62

(2) מדף עם חריץ (Slotted Flap)

בזמן הטיית מדף זה נוצר חריץ בינו לכיף הכנף, המאפשר זרימה של אוויר מהמשטח האחורי של הכנף אל העליון. זרימה זאת מחזקה את שכבת הגבול וע"י כך מונעת הנחקות הזרימה, וכך אפשר להשיג עלוי גבוה יותר מאשר במדף רגיל. כמו-כן ניתן להטות מדף מסוג זה בזווית גדולה יותר. ניתן להשיג $2 \cdot C_{l_{max}}$.



ציור מס' 63

(3) מדף (Fowler)

זהו מדף שבנוסף להטייתו הוא גם נשלף אחורנית. ע"י כך מתקבל אפקט כפול.

(א) על מדף פשוט.

(ב) הגדלה שטח הכנף.

העלוי המתקבל יכול להגיע ל: $2.0 \cdot C_{l_{max}}$ או $2.8 \cdot C_{l_{max}}$.
החסרון של מדף זה הוא בסיבובים שהוא מכניס במבנה הכנף.



ציור מס' 64



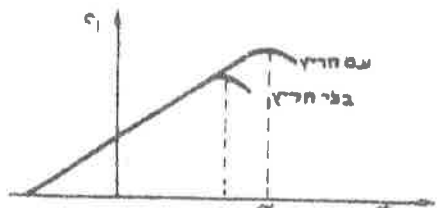
ציור מס' 65



ציור מס' 66



ציור מס' 67



ציור מס' 68

(4) מדף מתפצל

זהו לוח הצמוד לתחתית
הכנף ומסתובב כלפי מטה
ליצירת מדף. אפשר להגיע
ל- $CL_{max} = 2.2$.

(5) מדף ZAP

מדף כנ"ל אך גם נשלף
אחורנית.

(6) מערכת מדפים

בעזרת מערכת כזאת ניתן
להגיע ל- $CL_{max} = 3.8 \div 4.0$.

(ב) חריצים

(1) חריץ רגיל

החריץ מצוי ליד שפת ההתקפה ומאפשר
זרימת אוויר מתחתיה הכנף למשטחה
העליון. ע"י כך טכבת הגבול על-פני
הכנף מתחזקת וההינתקות נדחית.
התוצאה הישירה של עובדה זו היא
הגדלת זווית ההזדקרות ולכן גם
הגדלת CL_{max} . לחריץ אין השפעה על
שפוע קו העלוי. בעזרת חריץ כזה
ניתן להגיע לזווית הזדקרות של עד
24° ולמקדמי עלוי בסדר גודל של
 $CL_{max} = 1.8^\circ$ (ראה ציור 68).
למרות ההגדלה הניכרת בזווית ההזדק-
רות, חשמוש בשיטה זו מוגבל מפני

שבזירות התקפה גדולות, בזמן
המראה ונחיתה, יש בעיות בנוגע
לראות ולגישה למסלול. לכן
משתמשים בשיטה זו רק כתוספת
למדפים.



בזירת התקפה קטנה



בזירת התקפה גדולה

ציור מס' 69

על-קוליים, כי כאן אין הפרעה לצורת הזרימה, הפרעה שקיימת בזמן השימוש
בזשים. בזירות התקפה גדולות ניתן לקבל בשיטה זו מקדמי עילוי בסדר גודל:

$$CL_{max} = 5+8$$



ציור מס' 70

(2) חריץ (Handley Page)

זהו חריץ שנפתח ונסגר בהשפעת
הכוח האווירודינמי בזמן טיסה,
כך שהחריץ פועל באופן אוטומטי
בזירת התקפה גדולה.

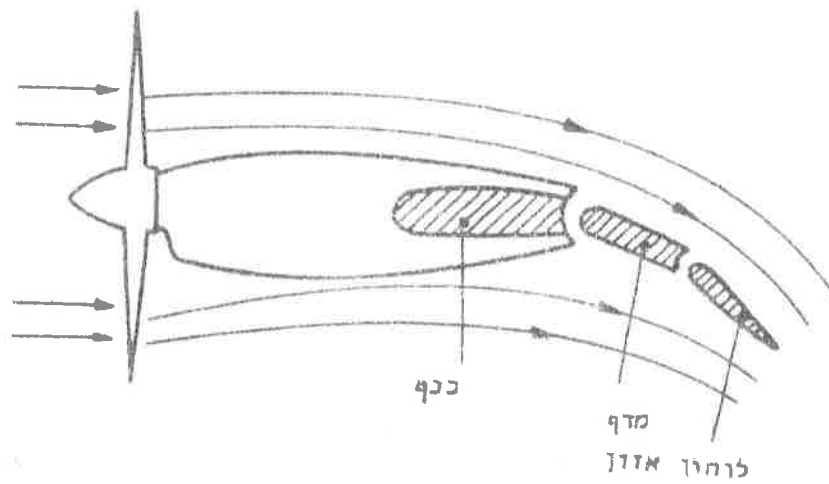
(ג) יניקה

זו שיטת עזר מקובלת לשיפור העילוי.
בשיטה זו יונקים אויר אל תוך הכבף
דרך חריצים מיוחדים באזורים שבהם
יש סכנת ניתוק. ע"י כך משתפרת שכבת
הגבול. השיטה מקובלת יותר במטוסים

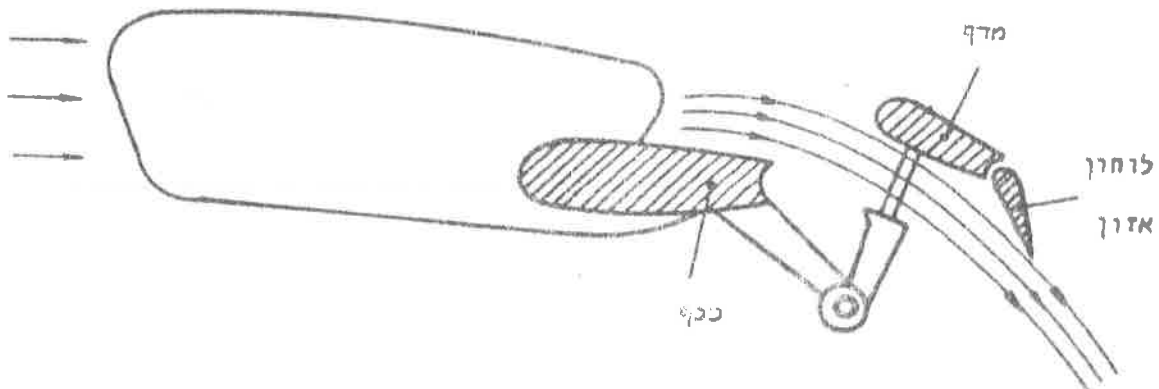
(ד) נשיפה

(1) שיטה זאת משמשת לשפור פעולה
המדף. ע"י נשיפת אויר על
המדף נמנעת הנחקות הזרימה גם
בזירות התקפה גדולות וגם
בזירות גדולות של הטיית המדף.
האוויר שננשף בא מהמנועים בדרך-כלל.

- (2) שיטה נוספת אשר גם בה נעים משטחים של הכנף ויוצרים רכיב של זרם אויר במטוס בוכנה המגיע מהמבוע או סילון אויר במטוס סילון ולא הזרימה הרגילה של הכנף, הטיית הזרם בעשית בדריכ ע"י משטחים מדורגים.
הטית זרם המדחף במטוס "הרקולס":



הטית הזרם במבוע טילובי:



שרטוט מס' 7: הטיית זרם האויר במנועים שונים

(3) מערכת ה-EBF ב-YC-15

הדרישות של מסלולי המראה ונחיתה קצרים עבור מטוסי הנייק הביאו לשימוש בעילוי ממונע (POWERED) לצורך הגבר העילוי במטוסי הנייק מוצעים שורה של פתרונות מעשיים להגבר עילוי.

- (א) דש מכאני קונבנציונלי.
- (ב) שמוש בזרימת גזי-הפליטה של המנועים לשם הגברת העילוי.
- (ג) עילוי כנף + עילוי המנועים ע"י היפוך.

חברת מקדונל-דוגלס מנצלה את השיטה של זרמי גזי הפליטה של המנוע על הדשים לשם הגברת העילוי. השיטה ידועה בשם:

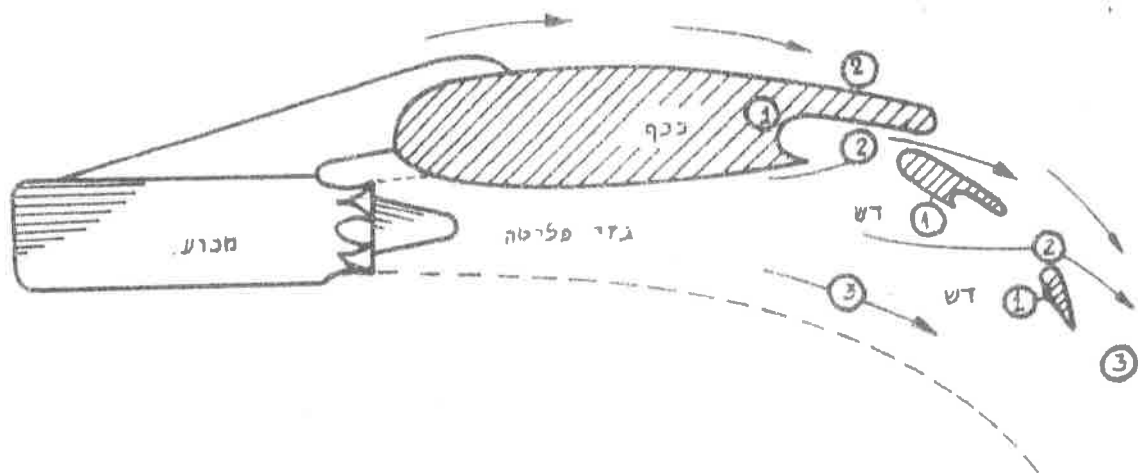
EXTERNALLY BLOWN FLAP SYSTEM - EBFS

לשם יצירת הגבר עילוי ב-YC-15.

הכנף של ה-YC-15 היא כנף סופר-קריטית (על קריטי) עם תכנון של גרר נמוך. הכנף העבה אפשרה את פישוט התכנון. משקל קל יותר וכוש נשיאה גבוה של מיכלי הדלק. בשיטה הזאת של הגברת עילוי משתמשים בגזי-פליטה של המנועים המכוונים על דשי הכנף הדו-מקטע. המנועים מותקנים מלפני שפה ההתקפה של הכנף. המנועים מוצבים כך שזרימת פליטת הגזים זורמת מתחת לכנף. חלק מגזי הפליטה מוטים לכוון מטה ע"י דשי הכנף ואפקט זה מיצר עילוי.

חלק אחר של גזי הפליטה עוברים דרך החריצים בין דשי הכנף ומוטים כלפי מטה ע"י אפקט קאונדה ליצירת עילוי נוסף (אפקט קאונדה - Coanda - היא הנטיה של זרימת הסילון לזרום קרוב למתאר - Contour למרות שכוון העקמומיות של המתאר מתרחק מציר הסילון).

מהנדסי מקדונל-דוגלס מעריכים שהדחף המוטה כלפי מטה בגלל הזרימה על הדשים מספק 20% מהעילוי של ה-YC-15. בנוסף לכך: זרימת האוויר בשיעור מואץ מעל החלק העליון של הכנף כלפי מטה ואורך דשי הכנף מהווה סופרצירקולציה של אוויר המספק עוד 25% מהעילוי.



ציור מס' 72: תרשים עקרון EBFS

מקרא לתרשים (עקרון EBFS)

שים-לב לפרופיל הסופרקריטי של הכנף והדשים הדו-מקוטעים.

1 - הכנף הסופרקריטי הבסיסי + דשים.

2 - סופר צירקולציה על הכנף והדשים.

3 - דחף. מוטה.

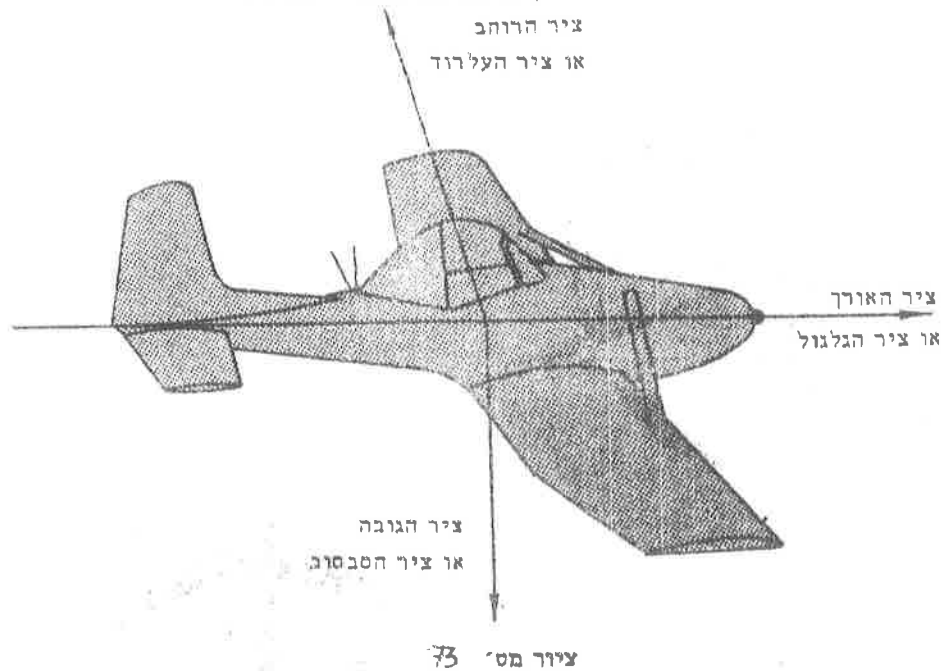
7. - היגוי המטוס

א. מבוא

יכולת המטוס לשנות את כיוון טיסתו נצרכת לפי רצון הטייס מהווה את אחת מתכונותיו החשובות. יכולת זו משמיעה רבות על כושר תמרונו וכיצועיו. בעזרת מספר משטחי היגוי מסוגל הטייס להקנות למטוס שטע של מצבי טיסה. אבל, עקב רגישותו האווירודינמית של המטוס מופיעות בכמה מצבי היגוי השפעות משניות שבדרך כלל אינן רצויות.

ב. צירי המטוס

כדי שתהיה שפה משותפת בזיון בביצועי מטוסים נהוג להגדיר שלושה צירים של המטוס. צירים אלה נפגשים במרכז הכובד של המטוס והם ניצבים זה לזה, כבציר 73. במבטי צד יראו צירי המטוס כבציר 74. שמונה הצירים מוצגים בתרשימים. צירי המטוס צמודים אליו ומשנים את מקומם במרחב בהתאם לתנועותיו.

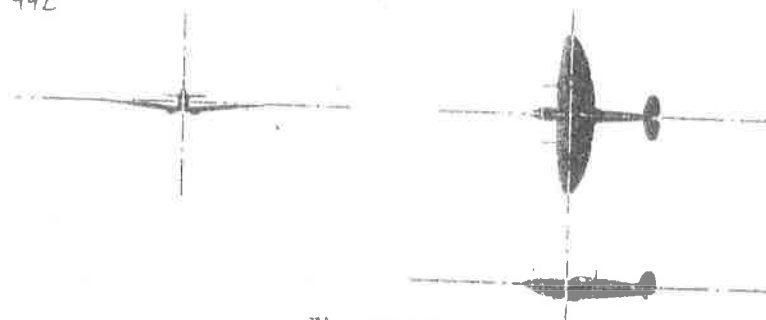


ג. תנועות יסוד

כל תנועה אפשרית של המטוס, תהיה מסובכת או פשוטה, ניתנת לפרק לשש תנועות יסוד. שלוש מהן קוויות ושלוש סיבוביות. תנועות היסוד הקוויות הן:

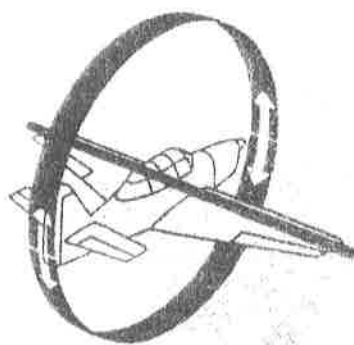
1123-992

- 100 -

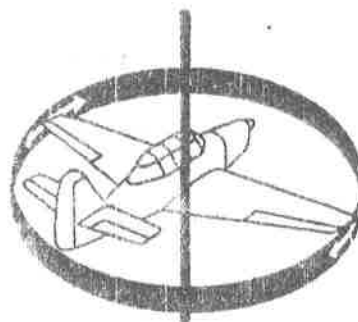


ציור מס' 74

- א. תנועה קדימה, או אחורה, בכיוון ציר הגלגול.
 - ב. תנועה למטה, או למעלה, בכיוון ציר הגובה (הכוונה כאן ב"למטה" או "למעלה" היא יחסית לטייס, ולא יחסית לכדור הארץ).
 - ג. תנועה הצידה ימינה, או שמאלה, בכיוון ציר העלרוד.
- תנועות היסוד הסיבוביות הן:
- א. תנועת עלרוד סביב ציר הרוחב, זו זרזמה או הורדה של אף המטוס.
 - ב. תנועת סבסוב סביב ציר הגובה, כנף אחת מתקדמת והשנייה נסוגה בתנועה סיבובית.
 - ג. תנועת גלגול סביב ציר האורך, כנף אחת עולה והשנייה יורדת.
- תנועות היסוד הסיבוביות מוצגות בציור 75.



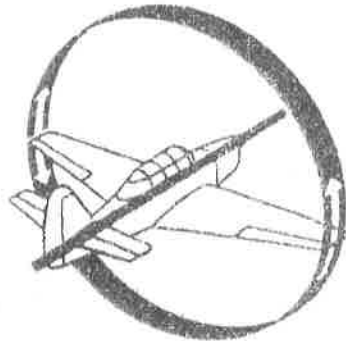
עלרוד



סבסוב

1123-992

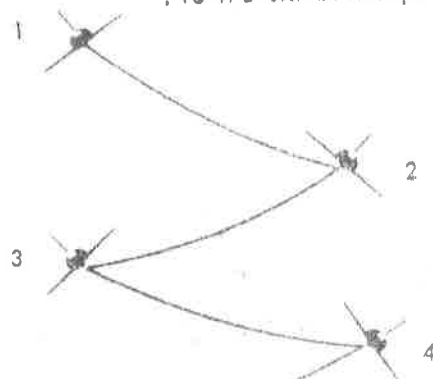
- 101 -



גלגול

ציור מס' 75

כאמור, כל חנועה של המטוס היא צירוף של חלק (או כל) משש חנועות היסוד. נחבונן למשל בחנועה המכונה "גלגול הולנדי" או חנועה "עלה נירף". המטוס מאבד גובה תוך חנועות גלגול, חנועות הצידה והחקדמות רגילה. ציור 76.



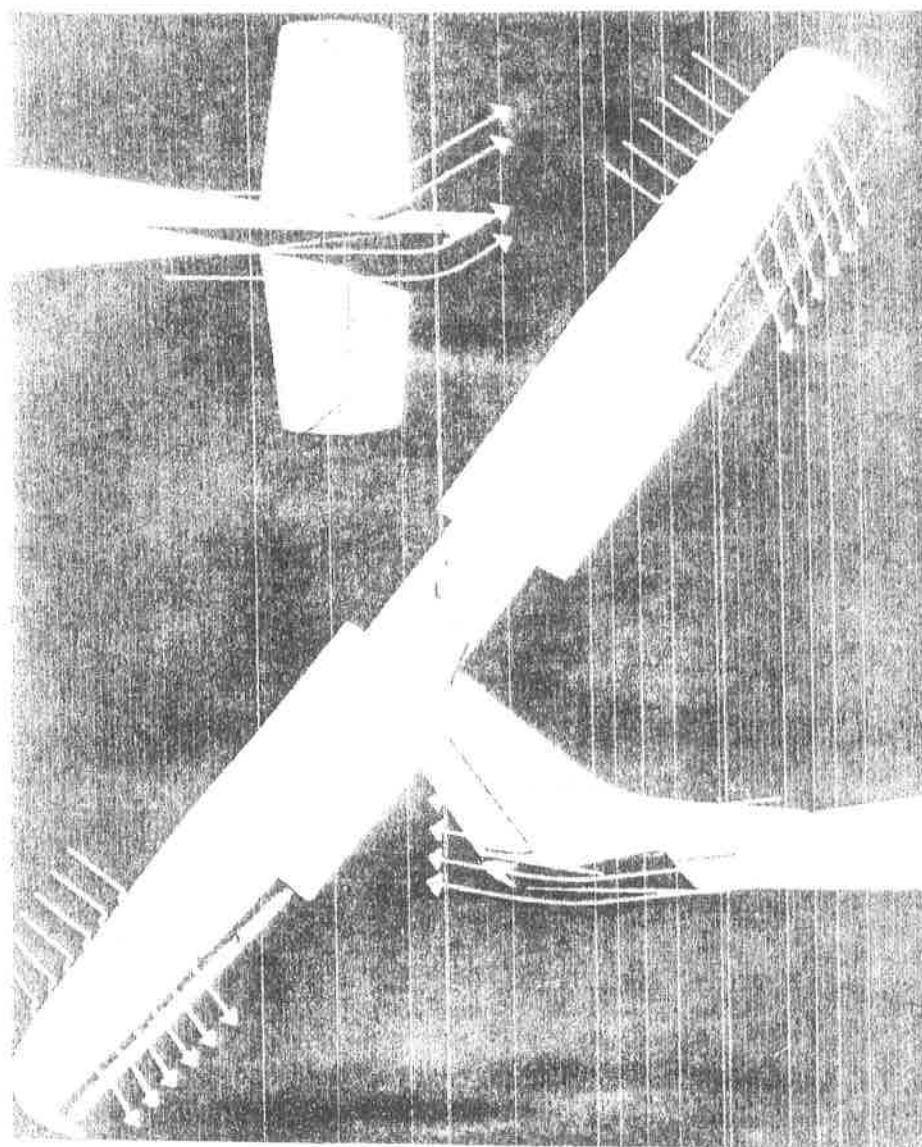
ציור מס' 76

חנועות היסוד המרכיבות את הגלגול ההולנדי הן: חנועה קדימה, חנועה הצידה חנועה למטה וחנועה גלגול. כלומר, כל שלוש החנועות הקוויות בתוספת חנועה סיבובית אחת. ניתוח רומה אפשר לערוך לכל חנועה של המטוס. קיים הבדל עקרוני בין החנועות הקוויות לחנועות הסיבוביות: החנועות הקוויות מתייחסות למרכז הכובד של מטוס בנקודה, (כלומר באילו וכל מסת המטוס מרוכזת במרכז כובדו) והן נשלטות על-ידי כוח. החנועות הסיבוביות מתייחסות לצירים העוברים דרך מרכז הכובד והן נשלטות על-ידי מומנטים.

ד. הנאי המטוס

מובן כי שליטת הטייס במומנטים חשובה ביותר לצורך טיסה מבוקרת. המטוס מצוייד לכן בהגאים המאפשרים לטייס השליטה רצונית של מומנט סביב ציר כלשהו. הגאים אלה הם למעשה משטחי עילוי שצורתם האווירודינמית (הפרופיל) ניתנת לשינוי על-

המחשבה, באמצעות אלה כמקטעים רחוקים מהמבנה המרכזי, בלבד המבנה המרכזי
 או במחשבות, ועל-ידי שינוי קטן בצורתם האמצעיתיות נוצר בהם שינוי קטן
 חסר-סדר, ומתקבל המונח החדש לתנועה סיבובית, נדחף-גילוי במחשבה חדשה
 של מחשבות יכול להענות את שפת התנועה של המרחב לבעל ידיו של המבנה
 יש להבין את האשונות, הגברת המערכות הראשוניות במבנה כללית ידועה
 ורימאות זרימה סביב והגאומטריה נראית בתמונה 77.



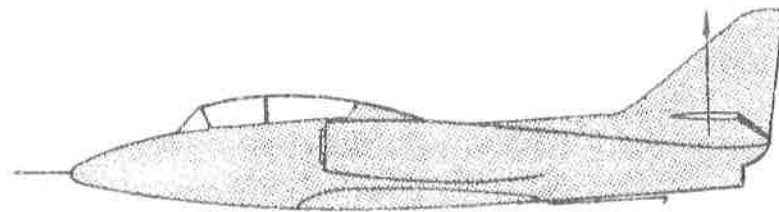
עיקר מס 77

1123 - 992

- 103 -

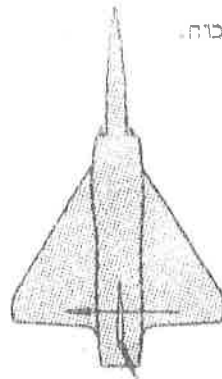
ההגאים הם שלושה במספר. (מספר צירי המטוס).

א. הגה הגובה: בזנב המטוס מצויים שני משטחי עילוי אופקיים המכונים "מייצבי גובה". שפות הזרימה של המייצבים הם "הגה הגובה" של המטוס והם נעים כהתאם לתנועות מוט ההיגוי שבידי הטייס. הטיית ההגאים כלפי מטה תביא ליצירת כוח עילוי כלפי מעלה ויוצר מומנט עלרור אשר יוריד את אף המטוס. ציור 78. כלומר, הגה הגובה חולש על תנועת העלרור של המטוס. הגה הגובה שולט על זווית ההתקפה של המטוס.



ציור מס' 78

ב. הגה הכיוון: ההגה השני הנמצא בזנב המטוס הוא הגה הכיוון. הגה הכיוון הוא חלקן האחורי הנע של מייצב הכיוון. תנועת הגה הכיוון מבוקרת על-ידי דוושות המונעות ברגלי הטייס. הטיית הגה הכיוון שמאלה תביא להיווצרות כוח עילוי אשר יגרום לסבסוב המטוס ב כיוון כנף שמאל ולהיפך, ציור 79. הגה הכיוון ומייצב הכיוון הם פרופיל סימטרי כך שבמצב טיסה רגיל אין עליהם כל כוח עילוי (זווית אפס עילוי של פרופיל סימטרי היא אפס). תנועת הגה הכיוון מפרה את הסימטריה ויוצרת כוח.



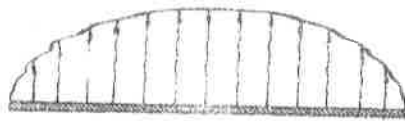
ציור מס' 79

את הגה הכיוון מפעילים בדרך-כלל במקרים הבאים:
(i) כפי שנראה, בזמן גלגול המטוס, נוצרים גם מומנטי סבסוב השואפים

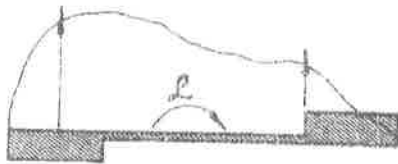
"לוחליק" את המטוס. הטייה נכונה של הגה הכיוון מנטרלת מומנטים אלה.
 (ii) במטוסי ברכנה יש לזרם הפרופלר, הפוגע במייצב הכיוון, נטייה לסבב את המטוס. בעזרת הגה הכיוון אפשר לאזן נטייה זו.
 (iii) הגה הכיוון שמושג במיוחד בתיקוני רוח. רוח צד היא תופעה שכוחה בטיסה ויש לה נטייה להסטת המטוס. הטיית הגה הכיוון מתנגדת לנטיית הרוח ושומרת על כיוון טיסה דרוש.

(iv) אחת התנועות המסובכות של מטוס היא הסחרור. בסחרור מבצע המטוס תנועות סביב כל ציריו בנוסף לנפילה חזקה בגובה. במרבית המטוסים משמש הגה (מייצב) הכיוון גורם יחיד המסוגל לחלץ את המטוס מתוך הסחרור.
 (v) במטוס דו-מנועי, למשל, כשמשתוק אחד המנועים יש לאזן את נטיית סבסוב של המנוע החי בעזרת הגה הכיוון. זהו מצב של טיסה אסימטרית.

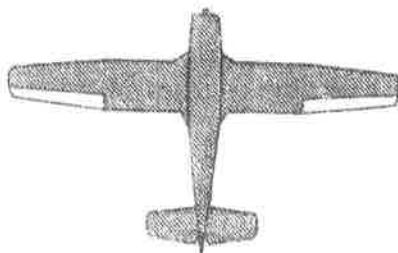
ג. המאזנות: ההגאים היוצרים את תנועת הגלגול של המטוס מכונים מאזנות ונמצאים בשפות הזרימה של שתי הכנפיים, ליד קצה הכנף. תנועתן מבוקרת על-ידי מוט ההיגוי. תנועת המאזנות היא אנטיסימטרית, כלומר כשמאזנת שמאל עולה יורדת מאזנת ימין ולהיפך. הפעלת המאזנות יוצרת חלוקת עילוי שונה בכל כנף ונוצר מומנט גלגול המגלגל את המטוס לכיוון הכנף בה המאזנת למעלה. ציור 80. מקדם העילוי בקטע הכנף בו המאזנה יורדת עולה. ובקטע הכנף בו המאזנה עולה יורדת.



חלקות רגילה של עילוי



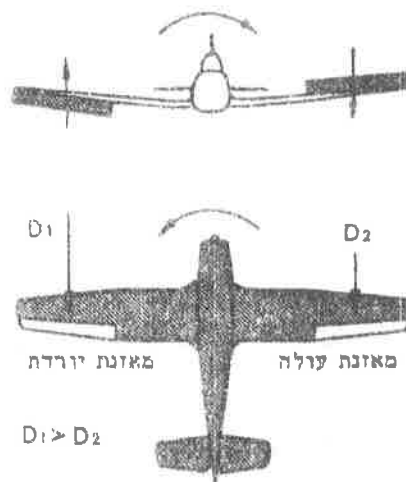
עם הפעלת המאזנות



ציור מס' 80.

ד. ההשפעה המשנית של המאזנות

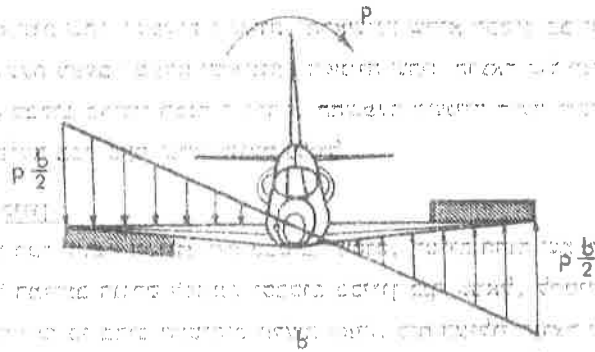
כאשר מטוס את מוט ההיגוי כך שמאזנת שמאל יורדת ומאזנת ימין עולה נוצר מומנט המגלגל את המטוס ימינה. כרגע הפעלה המאזנות גדל העילוי בכנף שמאל וקטן בכנף ימין. אבל עלייה בעילוי בכנף שמאל מביאה גם לעלייה בהתנגדות באותה כנף, בעוד שהירידה בעילוי בכנף ימין תביא לירידה בהתנגדות באותה כנף. (בזכור עלייה במקדם העילוי מעלה את מקדם ההתנגדות). כתוצאה מהפרשי ההתנגדויות על הכנפיים נוצר מומנט סבסוב המסבסב את המטוס לכיוון כנף שמאל שהיא הכנף העולה בגלגול. ראה ציור 82. סבסוב כזה נוצר תמיד כרגע הפעלה המאזנות ונקרא "סבסוב מתנגד". התופעה מכונה גם "גרר מאזנות".



ציור מס' 82

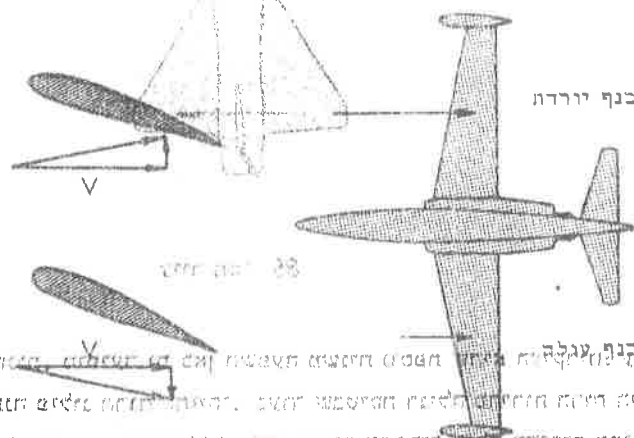
אבל בכך לא מסתיימת ההשפעה המשנית של המאזנות. הפעלתן במוסבר לעיל תביא כמובן לתנועת גלגול (שהיא ההשפעה הראשונית) בכיוון כנף ימין. כאשר קיימת תנועת גלגול משתנה הזרימה סביב הכנפיים: הכנף היורדת (כנף ימין) נתונה להשפעת זרם רוח עולה, בגלל מהירות הסובבית, והכנף העולה (כנף שמאל) נתונה להשפעת זרם רוח יורדת. מהירות הרוח הנוצבת היא מקסימלית בקצה הכנף והיא אפס בציר הגלגול של המטוס. אם נניח כי מהירות הגלגול של המטוס היא q (ברדיאנים לשנייה) הרי מהירות הרוח בכל חתך כנף תהיה מכפלת המהירות הסיבובית q , במרחק החתך מציר הגלגול.

בקצות הכנף יהיה מהירות הרוח $\frac{b}{2} \cdot p$. פילוג הרוח המיצבת נראה בציור 83.



ציור מס' 83

הירח הניצבת משנה את זווית ההתקפה (באותו אופן כמו המהירות המושרה). זווית ההתקפה בכל חתך בכנף העולה תטען וזווית ההתקפה בכל חתך בכנף היורדת תגדל. בצירור 84 יש רוגמה לזווית ההתקפה בכל כנף וזווית ההתקפה המכסימלית תהיה בקצה הכנף היורדת וזווית ההתקפה המינימלית בקצה הכנף העולה. ברור כי זווית ההתקפה בכל חתך בכנף היורדת גדולה מזווית ההתקפה בכל חתך בכנף העולה. כיון שכוח ההתנגדות עולה עם העלייה בזווית ההתקפה, הרי מסתבר כי תוך כדי תנועת הגלגול גדולה ההתנגדות על הכנף היורדת יותר מאשר על הכנף העולה. נוצר מומנט סבסוב שכיוונו בכיוון הכנף היורדת. ציור 84.



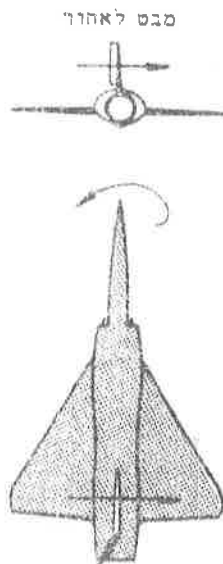
צילור מס'

[illegible]

יוצא, כי להפעלת המאזנות שזוי השפעות משניות. הראשונה שהיא סבסוב בכיוון הכנף העולה היא מיידית ונובעת מעצם הפעלת המאזנות. השנייה שהיא תוצאה של תנועת הגלגול המתפתחת היא סבסוב בכיוון הכנף היורדת. ההשפעה השנייה חזקה יותר (אם כי מאוחרת יותר) ומופיעה בכל פעם שיש תנועת גלגול.

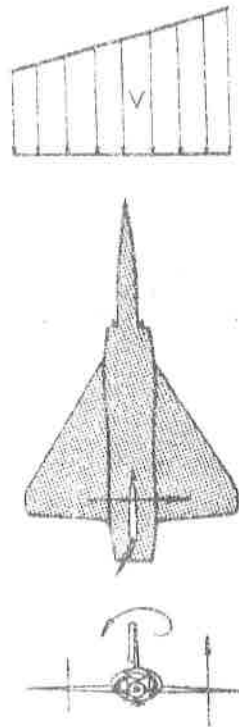
ד. ההשפעה המשנית של הגה הכיוון

ההשפעה הראשית של הטיית הגה הכיוון היא סבסוב המטוס. הטיית ההגה שמאלה מביאה ליצירת כוח עילוי על המייצב הגורם למומנט וסבסוב בכיוון כנף שמאל. להטייה זו השפעה משנית מיידית (אם כי ברוב המטוסים חלשה מאד): כוח העילוי הנוצר על מייצב הכיוון מביא למומנט גלגול השואף לגלגל את המטוס בכיוון כנף ימין. ציור 85.



ציור מס' 85

אולם, בדומה למאזנות, מופיעה גם כאן השפעה משנית ניכרת שהיא העיקרית: עקב סבסוב המטוס משתנה פילוג הרוח החזיתי. בעזר שכטיסה רגילה מהירות הרוח היא אותה בכל חתך כנף (כמהירות המטוס V), הרי שעקב הסבסוב גדלה מהירות הרוח בכנף ה"יוצאת" וקטנה בכנף ה"נכנסת". כתוצאה מכך יראה פילוג הרוח בציור 86. בציר המטוס מהירות הרוח אינה משתנה, מסתבר כי עקב הסבסוב גדולה מהירות הרוח בכל חתך של הכנף היוצאת יותר מאשר בחתך הכנף הנכנסת. כיון שבה העילוי משתנה לפי ריבוע המהירות ($L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$) הרי יהיה יותר עילוי על הכנף היוצאת מאשר על הכנף הנכנסת והפתח מתמנט גלגול לכיוון הכנף הנכנסת. ציור 86.



ציור מס' 86

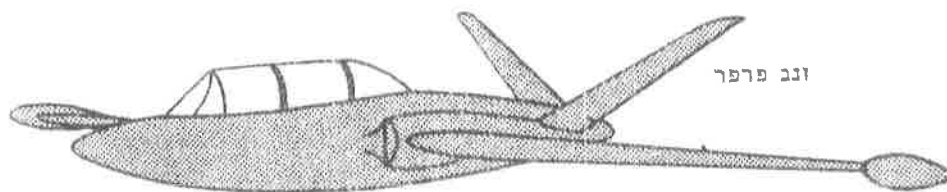
נראה איפוא כי גם להגה הכיוון שתי השפעות משניות: האחת מומנט גלגול הנובע ממקומו של מייצב הכיוון, והשנייה מומנט גלגול (הפוך לראשון) הנובע מהפרשי עילוי בשתי הכנפיים. להטיית הגה הגובה אין השפעות משניות. תנועת העלרוד מתבצעת במישור סימטריה של המטוס, בעוד שתנועות הגלגול והסבסוב אינן סימטריות. נהוג לומר כי קיים "צמוד" בין הגלגול לסבסוב. ציר האורך של המטוס מהווה ציר סימטריה גם מבחינת תצורת המטוס וגם מבחינת הנעותו.

ח. זנב ה"פרפר"

צורות ההיגוי השונות כמו שתוארו בסעיפים הקודמים הן קלסיות ונהוגות מראשית ימי התעופה. עם התפתחות כלי הטיס הונהגו שיטות היגוי נוספות שהשונה בהן הוא בד"כ מקום וצורת המייצבים, (מטוסי דלתא ללא מייצב גובה, או מטוס ברוז). עקרון ההיגוי הוא כמובן אותו. רעיון היגוי אחרי הוא שילוב הגאי הגובה והכיוון להגה אחד.

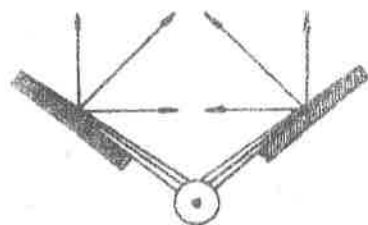
1123-992

לצורת זנב המטוס קוראים אז זנב "פופר". ציור 87.

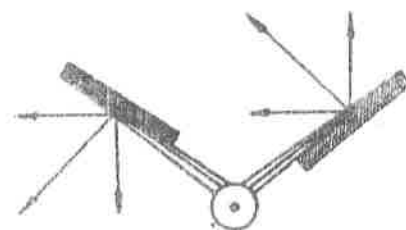


ציור מס' 87

בזנב שני משטחי היגוי כאשר תנועתם טימטורית, למשל שניהם יורדים, מבטלים רכיבי העילוי האופקיים זה את זה והפעולה היא של הגה הגובה. כאשר תנועת ההגאים היא אנטיסימטרית, אחד עולה והשני יורד, מבטלים רכיבי העילוי האנכיים זה את זה והפעולה היא של הגה כיוון. ציור 88.



הגה גובה



הגה כיוון

ציור מס' 88

1023-992

- 111 -

11 קיזוז

במצבי טיסה מסויימים מתעוררות בעיות איזון. על המטוס פועל מומנט קברע חיצוני. למשל, מומנט עלרוד. איזון מומנט זה מצריך הטייה קבועה של מוט ההיגוי והדבר אינו נוח. כדי להתגבר על-כך יש באפשרות הטייס להפעיל לחוץ היגוי קטן הנקרא מקזז והמספק את המומנט הדרוש. לעתים משתמשים בלוחוני קיזוז קבועים בכנפיים על-מנת להכטיח את הסימטריה של המטוס. לעתים קרובות כנף אחת "כבדה" יותר והיא זקוקה ליותר עילוי המסופק על-ידי המקזז.

8. - טיסה אופקית וישרה במהירות קבועה

א. מ ב ר א

צורת הטיסה הפשוטה ביותר היא הטיסה האופקית והישרה. המטוס מתווה קו המקביל לפני כדור-הארץ. גובה הטיסה קבוע, המהירות קבועה ואין תנועה סיבובית סביב צירי המטוס. זהו מצב הטיסה הבסיסי ביותר והבנתו משמשת פתח להבנת מצבי טיסה מסובכים יותר. מובן שאפשריות גם טיסה אופקית וישרה תוך-כדי האצה.

ב. משוואות שיווי המשקל

כיון שמהירות הטיסה קבועה ואין תנודות, נמצא המטוס בשיווי משקל בכל כיוון שהוא. לכן, יהיה מספיק לבחון את שיווי משקל הכוחות בשני כיוונים: בכיוון הטיסה ובניצב לכיוון הטיסה. ציור 89 מתאר את הכוחות המועלים על המטוס במרכז הכובד שלו.



תוך-כדי הטיסה מופיעים ארבעה כוחות: העילוי וההתנגדות שהם אווירודינמיים באופיים, דחף המנוע T והמשקל W המייצג את השפעת שדה הכובד של האדמה. יש להבין כי ההתנגדות D אינה נגרמת רק על-ידי הכנף אלא גם ובצורה ניכרת, על-ידי יתר חלקי המטוס: הגוף, יחידת הזנב, חימוש חיצוני וכדומה. העילוי L נתרם ברובו המכריע על-ידי הכנף.

דרישות שיווי המשקל הן:

א. המשקל W יאוזן על-ידי העילוי L .

ב. כוח ההתנגדות D יאוזן על-ידי הדחף T .

הניסוח המתמטי של דרישות אלו יהיה:

$$(1) \quad L = W$$

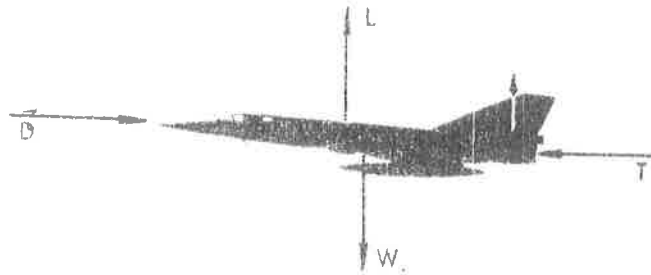
$$(2) \quad D = T$$

לאמיתו של דבר קיימת דרישה נוספת של שיווי משקל. סכום המומנטים במישור העלרוד צריך להתאפס. המומנטים נוצרים כיון שהכוחות אינם כדיוק זה מול זה כמו בציור 89.

המצב המדויק יותר נראה בציור 90.

1123-992

113-



ציור מס' 90

המומנט של זוג הכוחות L, W מאוזן על-ידי המומנט של זוג הכוחות D, T . לפעמים יש צורך להשתמש גם בכוח העילוי של מייצב הגובה. בעיית המומנטים מתעוררת במיוחד עקב שינויים במקומו של מרכז הכובד (למשל בהצנחת משאות). מכל מקום, מטוסים בנויים כך שהמומנט סביב מרכז הכובד הוא אפס ומספיק יהיה להתרכז בדרישות (1) ו-(2).

העילוי וההתנגדות נתונים על-ידי:

(3) $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$

(4) $D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$

ולכן נוכל לרשום את משוואות שיווי המשקל (1) ו-(2) בצורה הבאה:

(5) $W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$

(6) $T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$

ג. זווית הזדקרות ומהירות הזדקרות

מתוך (5) נקבל את מקדם העילוי הדרוש לטיסה אופקית וישרה:

(7) $C_L = \frac{2W}{\rho S V^2}$

רואים כי עלייה במהירות מאפשרת הורדת מקדם העילוי (V^2 גדל ולכן C_L קטן). כלומר מצב האף יהיה יותר אופקי ככל שגודלה המהירות. העלייה במהירות משפיעה על מקדם העילוי כמו הגדלת שטח הכנף או ירידה בגובה. את (7) אפשר לרשום גם בצורה כזו:

(8) $V^2 = \frac{2W}{\rho S C_L}$

ומהירות הטיסה V תהיה:

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

ככל שמקדם העילוי גבוה יותר, תהיה המהירות נמוכה יותר. אבל המהירות אינה יכולה לקטון בלי גבול. כזכור קיום מקדם עילוי מקסימלי C_{Lmax} המושג בזווית

1.56

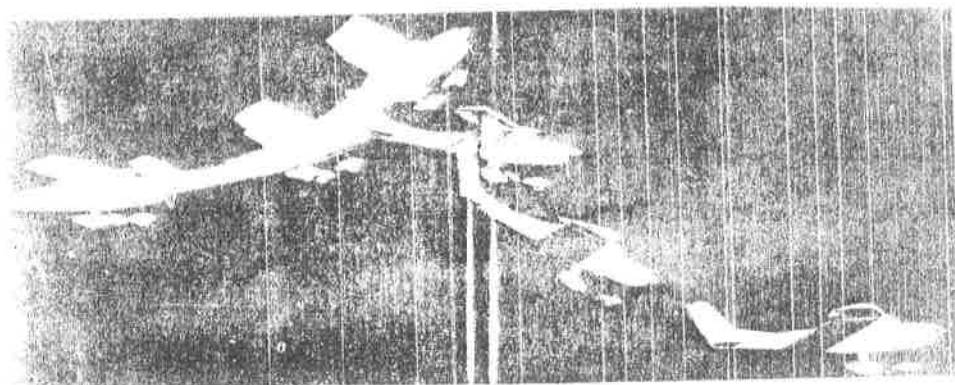
0.15 24 0.15

ההזדקרות α_{stall} , המהירות המינימלית של הטיסה האופקית והישרה מתקבלת בטיסת
 ב ירידה הנקמת α_{stall} בה מקדם העילוי הוא המקסימלי. מהירות מינימלית זו נקראת
 מהירות ההזדקרות V_{stall} , והיא נתונה על-ידי:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}}$$

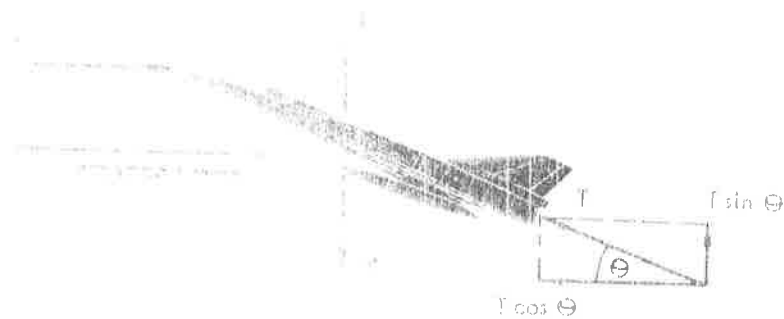
ממך (1) נראה כי מהירות ההזדקרות גדלה עם העלייה בגובה. (מהירות ההזדקרות
 המינימלית בשאוויר קבוע).

במהירות זו אין למטוס מטפיק עילוי כירי לטוס טיסה אופקית ויטורה. העילוי אז
 קטן מהמשקל. מהירות ההזדקרות היא הגבוהה ביותר בה יכול העילוי לאזן את המשקל.
 והפעלת ההזדקרות מלווה ברעידות הנביעות מהזמערבולות הנוצרות על העקימתן העליון
 של הכנף. מקובל שם ניתקל הזרימה, אם מודמים אף אף המטוס עד מעבר לזווית
 ההזדקרות יתחיל המטוס לאבד גובה. ראה ציור 31.



ציור מס' 31

בכמה מצביי טיסה, כיוון פעולת הדחף היא בזווית מסוימת למיון הטיסה כנראה בציור
 32 זווית זו מסומנת ב- θ .



צורה מע

במקרה זה עוזר רכיב הרוחף $T \sin \theta$ לע לא יישא חלק במאזן. המאזן
המשקל שוב לא חוזינה כמו (1), (2) אלא דא

$$w = T \sin \theta$$

וכאן אפשר לטוס במהירות ונגזרת מהירות זה

ד. הרוחף הדרוש לטיסה אופקית וישרה

כזכור מיון מקדם ההתנגדות הכללי על-ידי

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

C_{D0} הוא מקדם התנגדות חיכוך ימנעויות

$K C_L^2$ מייצג את ההתנגדות המושרית על-ידי

C_L ידוע לנו מתוך (7) נוכל להציבו לתוך (1) ונפתור את המשוואה

אופקית וישרה:

$$C_D = \frac{4W^2 K}{\rho^2 S^2 V^4}$$

כדי לקבל את כוח ההתנגדות הנגמרי D תוך C_D ונפתור את המשוואה

מתוך (14) לתוך (4):

$$D = \frac{4W^2 K}{\rho^2 S^2 V^4} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{4W^2 K}{\rho^2 S^2 V^4}$$

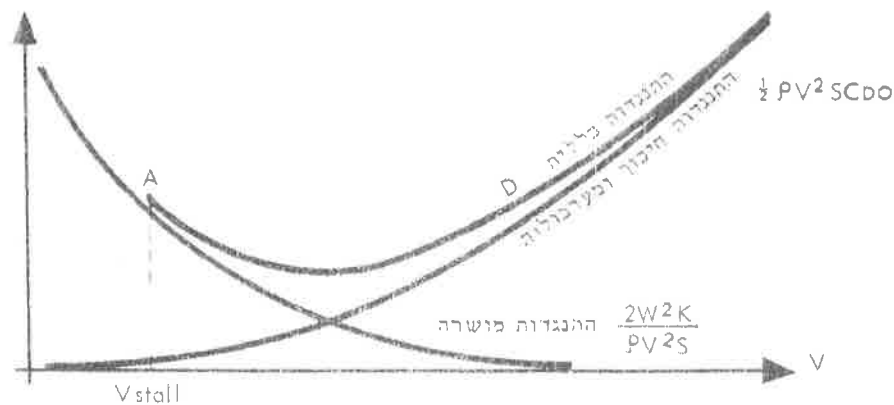
ומכאן:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2W^2 K}{\rho S V^2}$$

מתוך (15) נראו כי כוח ההתנגדות D נגזרת מ- C_{D0} ונגזרת מ- $\frac{2W^2 K}{\rho S V^2}$

הוא כוח ההתנגדות של כחיתוי כחיתוי ההתנגדות C_{D0} ונגזרת מ- $\frac{2W^2 K}{\rho S V^2}$

הוא ההתנגדות המושרה, כל-אחד משני מרכיבים יאלה חלוי במהירות, אם כי בצורה שונה: ההתנגדות המושרה קטנה עם עליית המהירות וההתנגדות של החיסך המערבולות עולה עם העלייה במהירות. תלות זו מוצגת בציור 93 מובן כי ההתנגדות הכללית היא סכום שני המרכיבים. תחילה יורדת ההתנגדות הכללית עם העלייה במהירות (ההתנגדות המושרה מכריעה) ואחר-כך, במהירויות גבוהות יותר עולה ההתנגדות הכללית עם העלייה במהירות (מכריעה התנגדות החיסך והמערבולות). ההתנגדות הכללית בציור 93 תוארה עד הנקודה A המתאימה למהירות ההזדקרות. במהירות נמוכה מזו אין לגרף משמעות כיון שהמטוס אינו מסוגל לטוס אופקית וישרה.



ציור מס' 93

ברור כי הדחף הנדרש ממונע, לצורך קיום הטיסה, חייב להשתוות לכוח ההתנגדות הכללי D. נהוג לסמן דחף דרוש זה באות T_R . הוריש: מהדחף הדרוש תהיה איפוא:

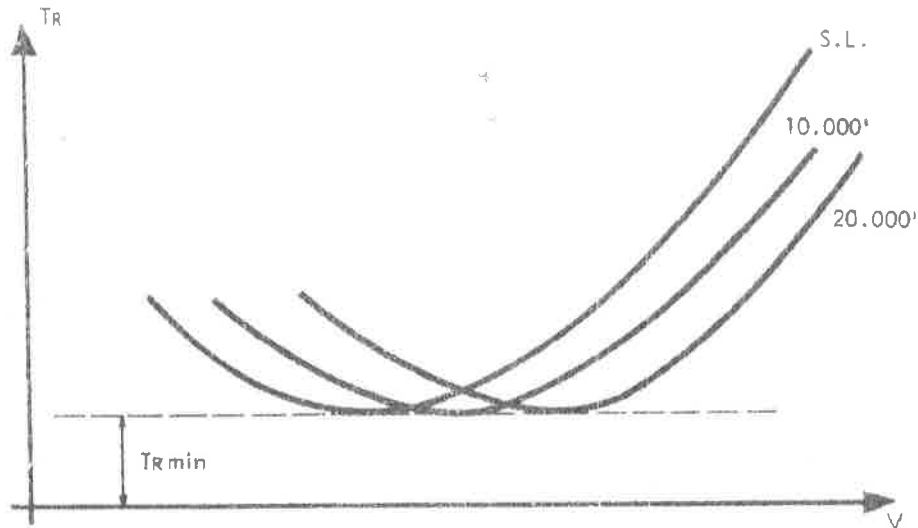
$$T_R = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2W^2 K}{\rho V^2 S} \quad (16)$$

הדחף הדרוש תלוי בגורמים הבאים:

- מהירות הטיסה V
 - גובה הטיסה, כלומר צפיפות האוויר ρ
 - תכונות המטוס: S, C_{D0}, W, K
- ציור 94 מתאר את תלות הדחף הדרוש T_R (שבאמור אינו אלא כוח ההתנגדות) במהירות הטיסה V עבור גבהים שונים, ככל שעולים בגובה זה העקום ימינה.

123-992

- 117 -



ציור מס' 94

נתון ציור 70 בגובה מסויים (נניח 10000') מראה כי הדחף הדרוש אינו תלוי במהירות בצורה פשוטה; כיון שהוא זהה להתנגדות הרי שבמחילה יקטן עם העלייה במהירות ואחר-כך יגדל. כלומר, הדחף הדרוש כדי להחזיק את המטוס במצב של טיסה אופקית וישרה משתנה עם המהירות. אם נזכור את הקשר שבין המהירות ומצב האף (זווית התקפה) נגיע למסקנה החשובה כי הדחף הדרוש לטיסה האופקית והישרה תלוי במצב האף.

ניתן להוכיח בצורה מתימטית (על-ידי גזירה של T_R לפי V) כי קיים דחף דרש מינימלי לצורך טיסה אופקית וישרה במהירות קבועה. דחף מינימלי זה אינו תלוי בגובה הטיסה והוא פונקציה של תכונות המטוס בלבד. מבחינה גרפית פירוש הדבר כי נקודות המינימום של כל העקומים בציור 94 נמצאות על קו משיק אחד המציין את הדחף הדרוש המינימלי $T_{R \min}$.

אפשר להראות שהדחף המינימלי נתון על-ידי:

$$(17) \quad T_{R \min} = 2W \sqrt{C_D O K}$$

מתחת לדחף זה אין המטוס יכול לטוס טיסה אופקית וישרה.

עובדה מעניינת היא כי מצב האף בו דרוש דחף מינימלי לטיסה אופקית וישרה הוא זה בו היעילות האווירודינמית היא המכסימלית. כלומר זווית ההתקפה היא זו בה מתקיים:

$$(18) \quad \left(\frac{C_L}{C_D} \right) = \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{\max} = \frac{1}{2 \sqrt{C_D O K}}$$

למסקנה זו היינו מגיעים גם על-ידי חלוקת המשוואות (6) ו-(5) זו בזו.

- 118 -

1123 - 992

מתקבל:

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

ומכאן:

$$(19) \quad Tr = \frac{W}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)}$$

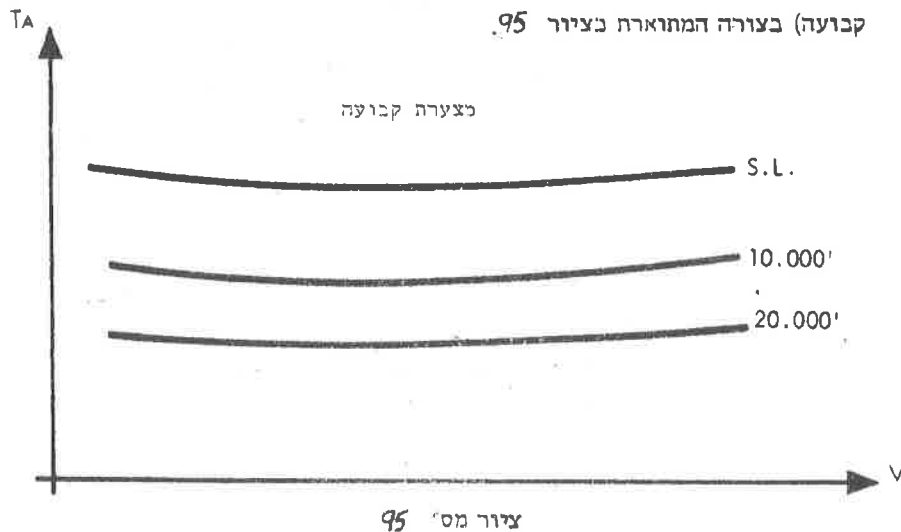
וברור שהדחף הדרוש הוא מינימלי כאשר היעילות האווירודינמית $\frac{C_L}{C_D}$ היא מקסימלית. זווית ההתקפה לטיסה אופקית וישרה בדחף דרוש מינימלי היא אותה לכל גובה. המהירות המתאימה לכך היא מיוחדת לכל גובה.

ה. הדחף המצוי במטוס סילון

יש להבין כי הדחף הדרוש עליו דובר עד כה אינו הדחף הנמצא במנוע. Tr הוא הדחף הדרוש לצורך הטיסה האופקית והישרה מתוך שקול פשוט של שווי משקל. דהיינו, על הדחף הדרוש להשתוות להתנגדות כדי שהטיסה תתקיים. לא הובא בחשבון שיקולים של סוג מנוע, צריכת דלק, וכדומה.

הדחף המצוי במנוע (הניתן על-ידי המנוע), או הדחף האמיתי, אותו נסמן ב- T_A , תלוי במבנה המנוע, במהירות הטיסה ובכמות הדלק הנצרכת. דחף זה אינו תלוי בשקול של שווי משקל המטוס, אלא אך ורק בשקולי הנעה.

עבור מטוסי סילון תלוי הדחף המצוי T_A במהירות הטיסה ובגובה הטיסה (במצערת קבועה) בצורה המתוארת כציור 95.



אם המצערת קבועה מביאה עליה בגובה לירידה בדחף המנוע. מוכן שפתיחת המצערת מעלה את הדחף. המהירות אינה משפיעה בהרבה על הדחף המצוי וניתן לקרב את צורת

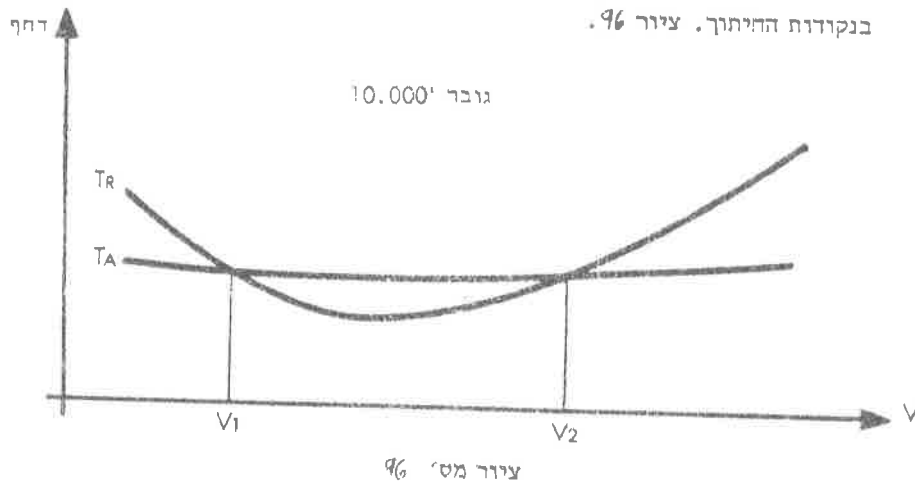
העקום על-ידי קו ישר אופקי. בולטת זעזועה כי הדחף המצוי של מנוע סילון תלוי במהירות בצורה שונה מזו של הדחף הדרוש.

7. שתי המהירויות לטיסה אופקית וישרה

ברור כי תנאי לקיום זווית הישרה הוא שוויון בין הדחף הדרוש לדחף המצוי. כלומר:

$$(20) \quad T_R = T_A$$

על הדחף המצוי במנוע הסילוני להשתוות בדיוק לדחף הדרוש, כלומר לכוח ההתנגדות, המתעורר בטיסה אופקית וישרה. שוויון זה אפשר לקבל בצורה גרפית פשוטה. נתבונן בעקומי הדחפים באותו גובה (נניח 10000') השוויון (20) יתקבל בנקודות הדיתוך. ציור 96.



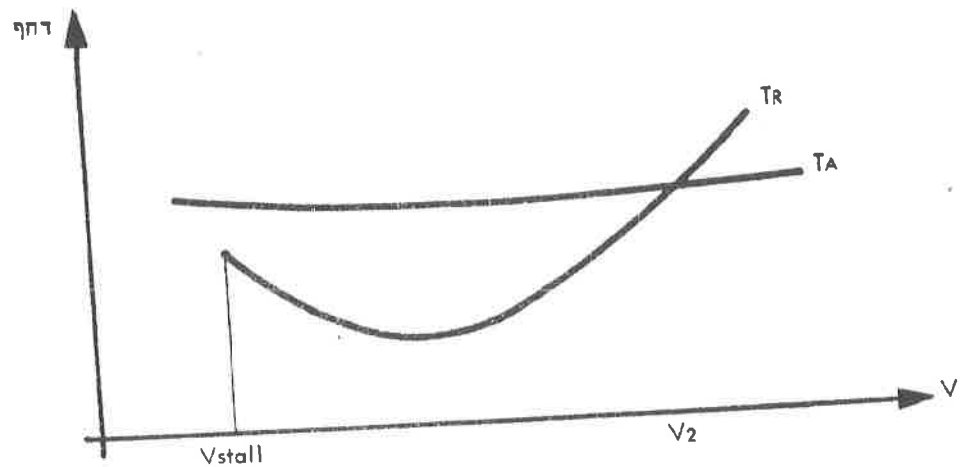
מתבררת עובדה מפתיעה: באותה מצערת יכול המטוס לטוס טיסה אופקית וישרה, בגובה מסוים, בשתי מהירויות. השוויון (20) מתקיים במהירות נמוכה V_1 ובמהירות גבוהה V_2 . המבדיל בין שתי המהירויות הוא מצב האף. ברור כי זווית ההתקפה גבוהה יותר במהירות הנמוכה. יתכן גם מצב שבו קיימת רק מהירות אחת (הגבוהה). מצב זה מתקבל כאשר המהירות הנמוכה היא מתחת מהירות ההזדקרות. ציור 97. בדרך-כלל ניתן להשיג את שתי המהירויות.

7.2. תקרת הטיס

ככל שנעלה בגובה תחזירנה המהירויות V_1, V_2 זו לזו. הסיבה לכך היא התזוזה ימינה של עקום ה- T_R והתזוזה למטה של עקום ה- T_A (במצערת קבועה) עם העלייה בגובה. ציור 98.

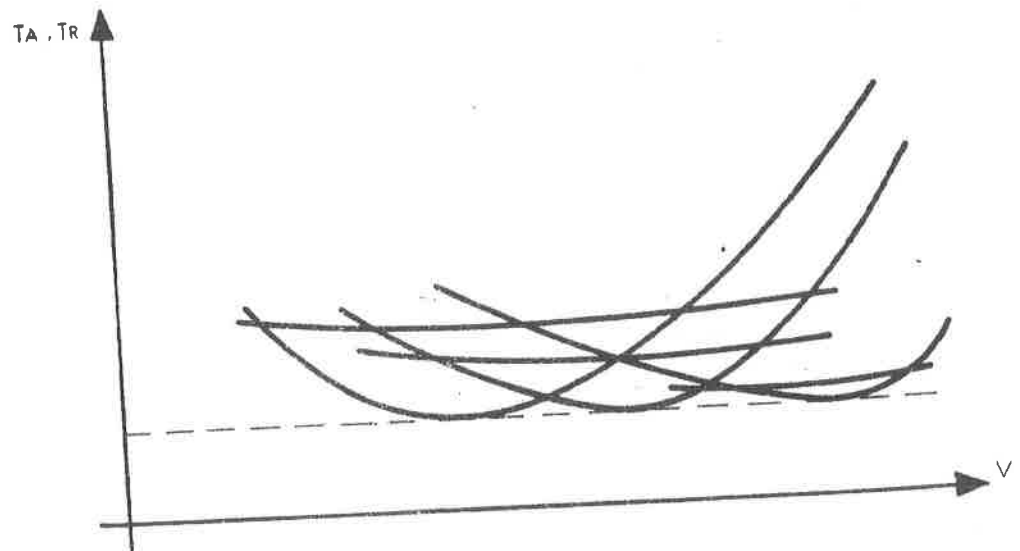
בסופו של דבר נגיע לגובה מסוים בו המהירויות מתלכדות ויש רק מהירות לטיסה אופקית וישרה. ציור 99.

1123-992



ציור מס' 97

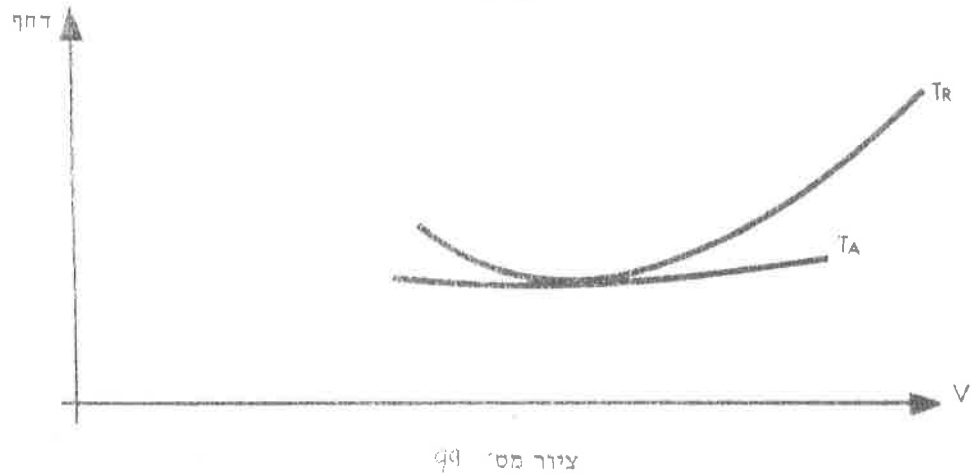
כלומר, מצוי גובה מיוחד שבו קיימת רק מהירות אחת לטיסה אופקית וישרה. עקום הדחף המצוי משיק לעקום הדחף הדרוש. אם נניח כי המהירות האחת מתקבלת במצעת פתוחה עד הסוף, כלומר T_A הוא המקסימלי האפשרי לאותו גובה, הרי שעליה נוספת בגובה תביא למצב שבו הדחף הדרוש המינימלי גדול מהדחף המצוי המקסימלי. ציור 100. במצב זה לא תיתכן במובן טיסה אופקית וישרה.



ציור מס' 98

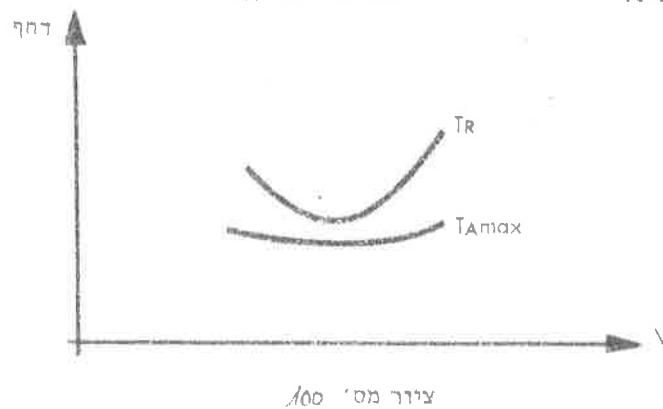
1123-992

-124-



הגובה הגבולי, בו קיימת ההשקה, והשוויון בין הדחף הדרוש לדחף המצוי עדיין מתקיים, מוגדר כתקרת הטיס. זהו הגובה המירבי בו ניתן לטוס טיסה אופקית וישרה במהירות קבועה.
בתקרת הטיס:

$$T_A \max = T_R \min$$



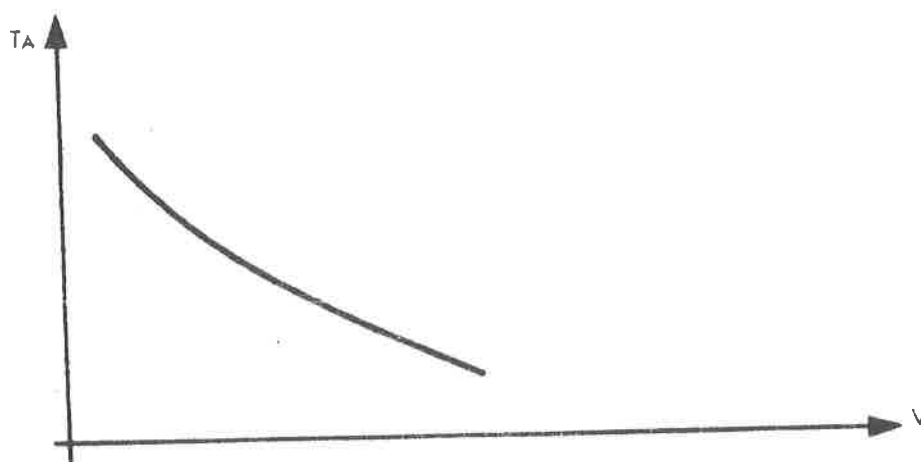
או מחוץ (17) $T_A \max = 2W \sqrt{C_{D0} K}$ (21) משוואה (21) מגדירה את תקרת הטיס. בין היתר ניתן ללמוד ממנה את העובדה המעניינת כי הגדלת מנת המימדים, המקטינה את K, מקטינה את הדחף הדרוש המינימלי ולכן מגביהה את תקרת הטיס. ונוספת למשקל הנמיך במיבן את תקרת הטיס.

ח. ההספק המצוי במטוס בוכנה

עד כה טיפלנו במטוסי סילון. במטוסי בוכנה מתעוררת הבעיה הבאה: הדחף המצוי במנוע בוכנה חלוי במהירות במוטאור נצייר 10.4

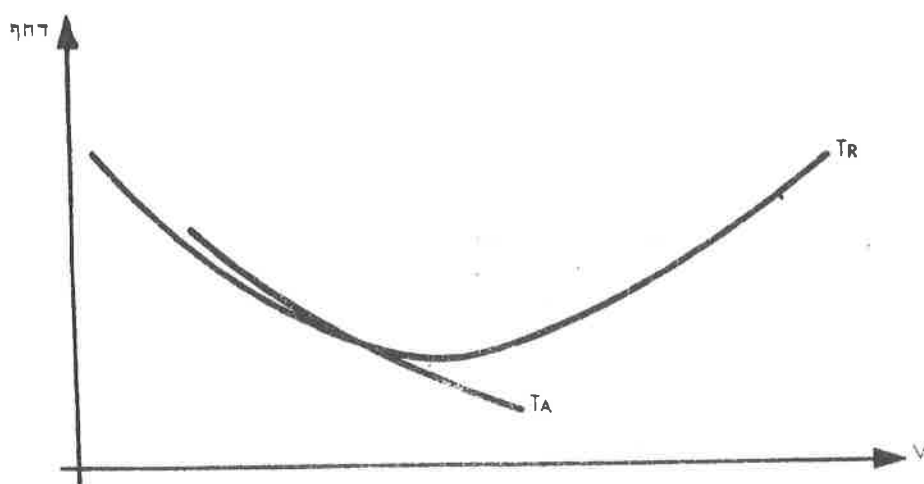
1123-992

- 122 -



ציור מס' 101

מהציור נראה כי בניגוד לדחף המצוי במטוס סילון (שערכו פחות או יותר קבוע עם השתנות המהירות) הרי במנוע הבוכנה הדחף יורד עם המהירות. אם ננסה להשוותו לדחף הדרוש T_R , בטיסה אופקית וישרה, יהיה איזור החתוך מטושטש, ציור 102. וקשה יהיה למצוא את המהירויות המותאימות.



ציור מס' 102

1123 - 992

- 123 -

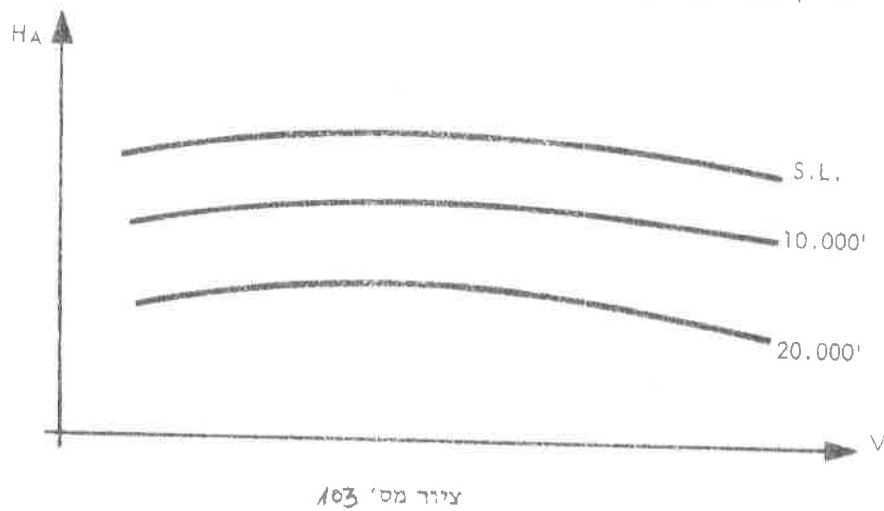
מסיבה זו נהוג לעבוד במטוס בוכנה עם ההספק במקום עם דחף, ההספק מוגדר כמכפלה הדחף במהירות הטיסה:

$$(22) \quad H = V \cdot T$$

ההספק המצוי H_A יהיה:

$$(23) \quad H_A = V \cdot T_A$$

ההספק המצוי תלוי במהירות הטיסה ובגובה הטיסה כמתואר בציור 103.



הגרפים הם במצעת קבועה. פתיחת המצעות חגלה את העקומים כלפי מעלה (ההספק יגדל). מהציור מסתבר כי ההספק המצוי אמנם קבוע פחות או יותר עם שינוי במהירות.

ט. ההספק הדרוש במטוס בוכנה

כדומה להספק המצוי ניתן להספק הדרוש H_R על-ידי:

$$(24) \quad H_R = V \cdot T_R$$

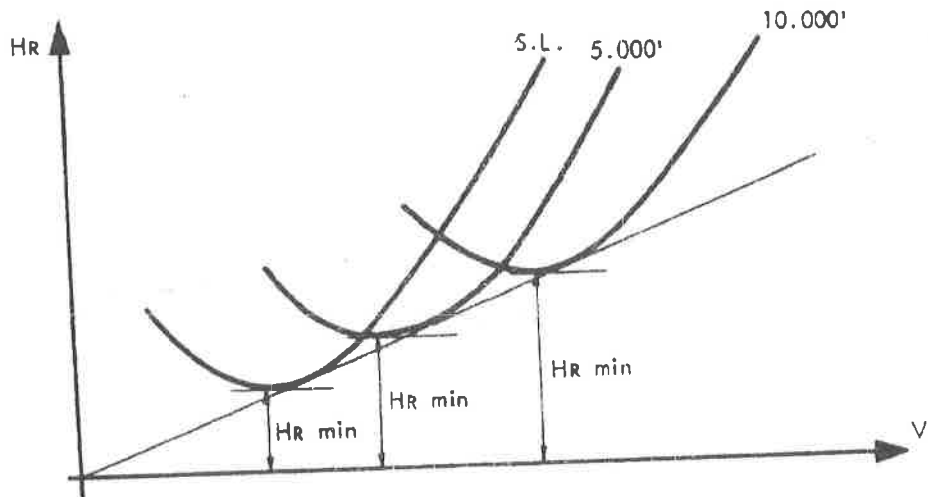
כאשר הוצף הדרוש T_R ניתן על-ידי (16). ההספק הדרוש תלוי במהירות ובגובה כמתואר בציור 104.

$H_R \min$ - ההספק הדרוש המינימלי תלוי בתכונות המטוס ובגובה הטיסה (שלא כמו הדחף הדרוש המינימלי תלוי רק בתכונות המטוס). ההספק הדרוש המינימלי אינו מתקבל בזווית התקפה המתאימה ליעילות או יריד ינמית מקסימלית, אלא בזווית התקפה מסוימת אחרת, הזוהה לכל גובה. מהירות הטיסה המתאימה להספק הדרוש המינימלי משתנה עם הגובה.

מצויר 104 נראה כי עם העלייה בגובה נעים עקומי ההספק הדרוש ימינה על-גבי משיק היוצא מהראשית. יש להבין כי נקודת ההשקה אינן כ- $H_R \min$ אלא מעט יותר ימינה.

1123-992

- 124 -

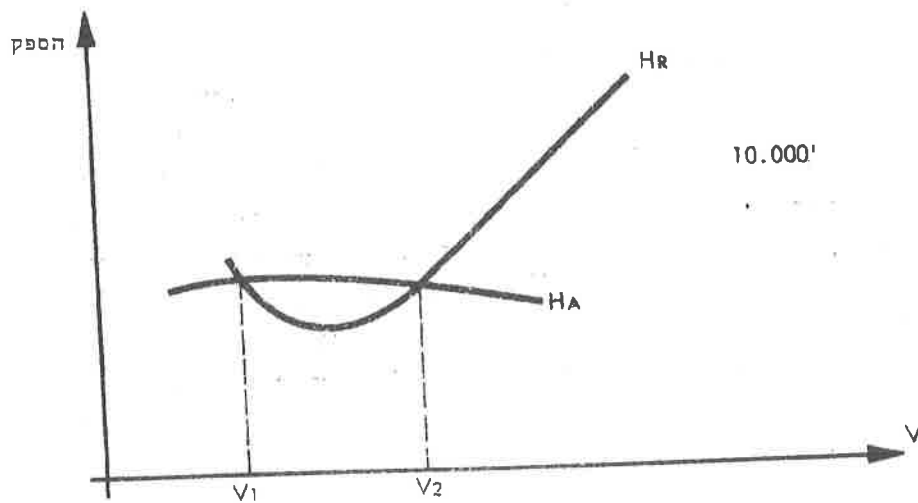


ציור מס' 104

7. שתי המהירויות לטיסה האופקית והישרה במטוסי בוכנה. תורת הטיס
כפי שכבר ראינו, הר' כדי שהטיסה האופקית והישרה תתקיים דרוש שוויון בין ההספק
הדרוש להספק המצוי:

$$(25) \quad H_A = H_R$$

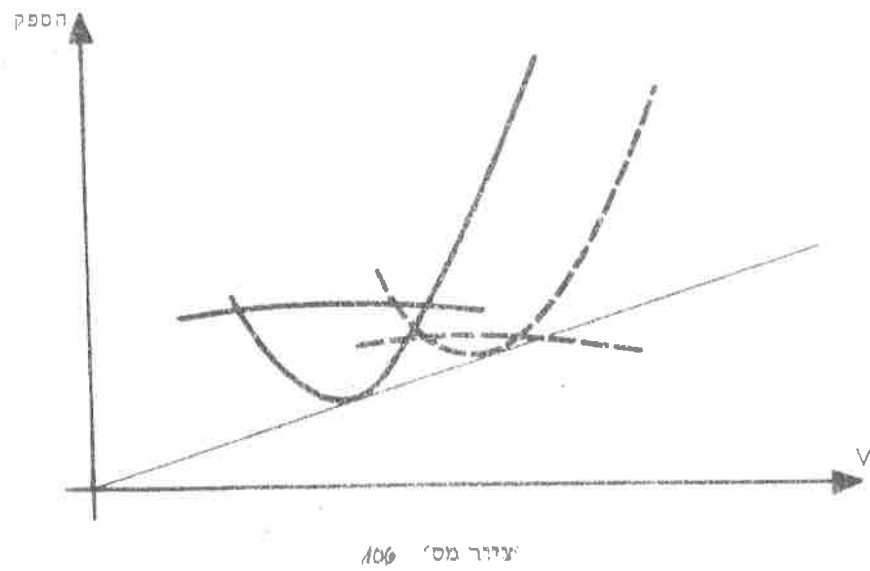
בגובה מסויים, נניח 10000', יתקיים השוויון בשתי נקודות כפי שמראה ציור 105



ציור מס' 105

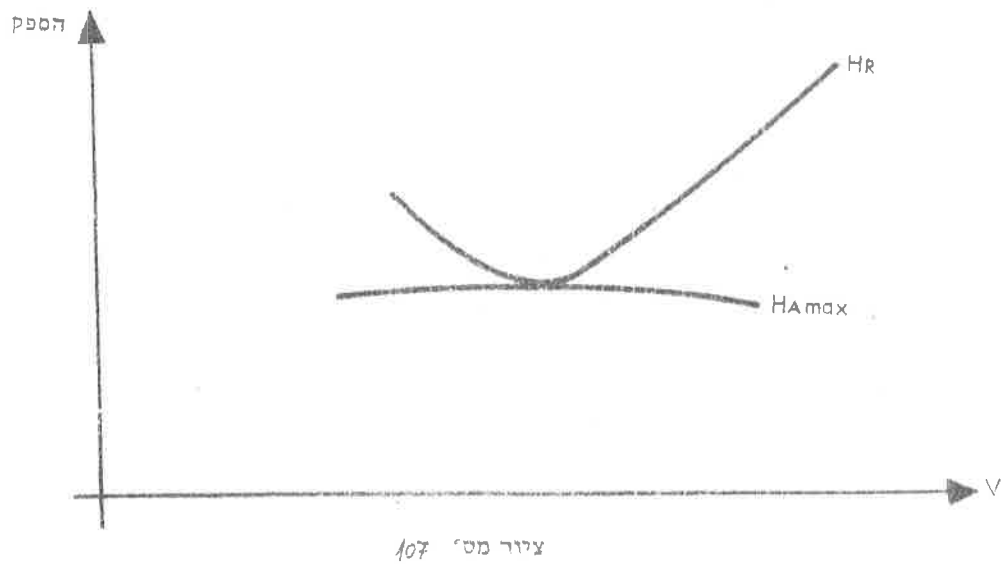
1123-992

ברומה למגזע הסילון מתקבלות גם כאן שתי מהירויות לטיסה אופקית באותה מצערת. המבדיל בין המהירויות הוא מצב האף. למהירות הגבוהה יותר מתאימה זווית החקפה קטנה יותר. כשנעלה בגובה התקרבה המהירויות זו לזו, ציור 106.



ובסופו של דבר נגיע לחקירת הטיס בה משחזרה ההספק המצוי המקסימלי להספק הדרוש המינימלי. ציור 107.

(26) $H_{A \max} = H_{R \min}$



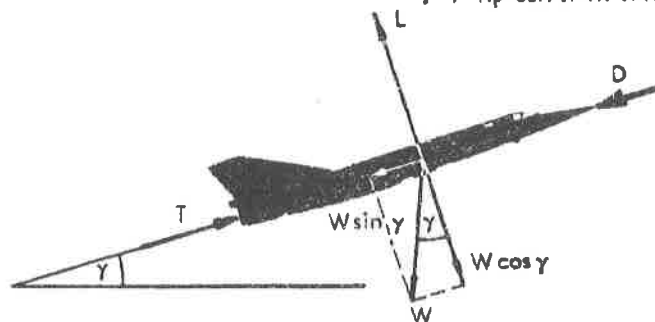
9. - נסיקה והנמכה

א. מ ב ו א

הנסיקה וההנמכה הן מצבי טיסה שכיחים, לפחות בשלבי ההמראה והנחיתה. בנסיקה טס המטוס כלפי מעלה ואוסף גובה. בהנמכה מאבד המטוס גובה. ביצועים מעולים בנסיקה חשובים במיוחד לצורך יריט. בפרק זה נרוא במקרה מי וחד ונח לטיפול של נסיקה והנמכה במהירות קבועה בקו ישר ובזוויות קטנות (קו הטיסה כמעט אופקי).

ב. משוואות שיווי המשקל בנסיקה

ציור 108 מציג את הכוחות הפועלים על המטוס תוך-כדי נסיקה. הזווית בין כיוון הטיסה האופקי היא זווית הנסיקה γ .



ציור מס' 108

בכל טיסה, הכוחות הפועלים על המטוס הם העילוי, ההתנגדות, המשקל והדחף. ההבדל בין הנסיקה לטיסה האופקית הוישרה הוא שבנסיקה אין העילוי מקביל למשקל: העילוי ניצב לכיוון הטיסה בעוד שהמשקל ניצב לקו האופק. ההתנגדות והדחף מקבילים זה לזה ולכיוון הטיסה. כל ארבעת הכוחות פועלים במרכז הכובד של המטוס. נניח למפרע כי התנאי השלושי של שיווי המשקל מתקיים: סכום המומנטים סביב מרכז הכובד הוא אפס ואין תדירות).

כדי לקבל את משוואות שיווי המשקל נפרק את המשקל לשני רכיבים: (ראה ציור 108)

$W \sin \gamma$ בכיוון הפוך לכיוון הטיסה ו- $W \cos \gamma$ בכיוון הפוך לעילוי.

המטוס נמצא בשיווי משקל ואינו מאיץ לכל כיוון שהוא. מספיק יהיה לרשום את

ביטויי שיווי המשקל בכיוון הטיסה ובניצב לה. המשוואות תהיינה:

$$(1) \quad L = W \cos \gamma$$

$$(2) \quad T = D + W \sin \gamma$$

123-992

- 127 -

כלומר על כוח העילוי לאזן את הרכיב $W \cos \gamma$ של המשקל (ולא את כל המשקל כמו בטיסה אופקית וישרה), ועל הדחף להתגבר גם על ההתנגדות וגם על הרכיב $W \sin \gamma$ של המשקל.

המשוואות (2), (1) הן קצת קשות לטיפול מתימטי ואפשר לרשום אותן בצורה יותר פשוטה לאחר הקלה מסוימת: נניח כי זווית הנסיקה γ קטנה מ- 15° . כלומר נספד במקרה של נסיקה בזוויות קטנות.

ואז, בקירוב, $\cos \gamma = 1$ ($\gamma < 15^\circ$)
תשוואות שיווי המשקל יקבלו את הצורה:

(4) $L = W$

(5) $T = D + W \sin \gamma$

בנסיקה בזוויות קטנות שווה בקירוב טוב העילוי למשקל.

ג. הזדקרות בנסיקה

כדי להבין את תופעת ההזדקרות בנסיקה ניקח את משוואת שיווי המשקל (1) בצורתה המקורית, לפני הקירוב של זוויות קטנות.

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

ומקדם העילוי הדרוש יהיה:

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

ומופיע כאן גורם חדש שלא הכרנו אותו בטיסה אופקית וישרה: זווית הנסיקה γ . אם שומרים על מהירות טיסה קבועה, דרוש מקדם עילוי יותר קטן ככל שזווית הנסיקה γ גדולה יותר (נסיקה חלולה יותר), כלומר דרושה זווית ההתקפה קטנה יותר. מהירות הטיסה מתוך (6) תהיה:

$$V = \sqrt{\frac{2W \cos \gamma}{\rho S C_L}}$$

והמהירות המינימלית תתקבל כמובן במקדם העילוי המקסימלי $C_{L \max}$:

(7) $V_{\min} = \sqrt{\frac{2W \cos \gamma}{\rho S C_{L \max}}}$

אם נשווה את הביטוי (7) למהירות ההזדקרות בטיסה אופקית וישרה, נראה כי מהירות ההזדקרות בנסיקה נמוכה יותר עקב הופעת ה- $\cos \gamma$. עובדה זו מובנת שכן בנסיקה אין העילוי מאזן את כל המשקל אלא רק רכיב שלו $W \cos \gamma$ ולכן אפשרית מהירות טיסה נמוכה יותר.

ד. דחף מצוי ודחף דרוש בנסיקה (מטוס סילון)

בנסיקה בזוויות קטנות שווה בקירוב העילוי למשקל וקיים דמיון לטיסה האופקית והישרה שגם בה ישנו שוויון כזה. לכן נוכל לומר שכוח ההתנגדות D הפועל על המטוס בנסיקה שווה בקירוב לכוח ההתנגדות בטיסה אופקית וישרה. אבל כוח התנגדות זה הוא פשוט דחף הדרוש לטיסה אופקית וישרה T_0 , ולכן יהיה בנסיקה:

1123-992

- 1213 -

(8) $D = T_R$

ומשוואת שיווי המשקל בכיוון הטיסה, תהיה:

(9) $T = T_R + W \sin \gamma$

הרחף T הוא כמובן הרחף המצוי במנוע המטוס T_R . כלומר:

(10) $T_A = T_R + W \sin \gamma$

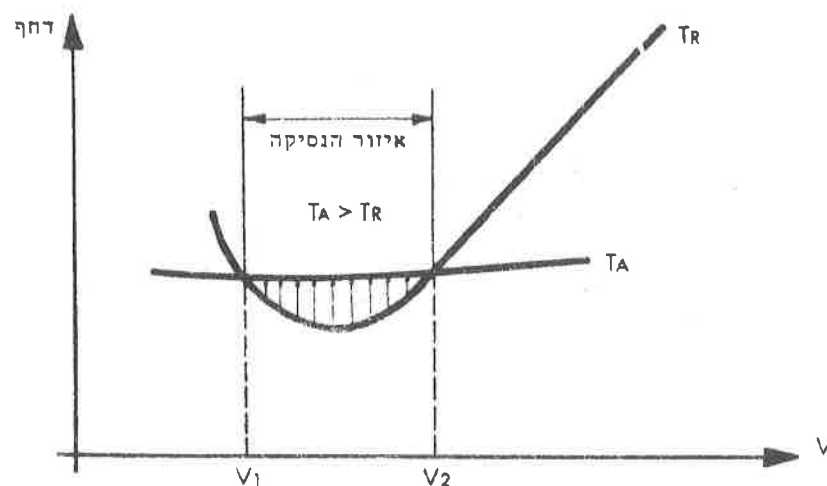
יוצא כי כנסיקה גדול הרחף המצוי T_A מהרחף הדרוש לטיסה אופקית וישרה T_R .

ההפרש ביניהם הוא הרכיב $W \sin \gamma$ של המשקל.

התנאי לנסיקה יהיה איפוא:

(11) $T_A > T_R$

אם נתבונן בעקומי הדינף המצוי והדרוש לאופקית וישרה של מטוסי סילון, עבור גובה מסויים ומצערת מסויימת, ציור 109 נראה כי התנאי (11) מתקיים בין שתי המהירויות לטיסה אופקית וישרה.



ציור מס' 109

כלומר, עבור פתיחה קבועה מסויימת של המצערת, יכול המטוס לנסוק בטווח מהירויות שבין V_1 ל- V_2 . מהירות הנסיקה חקבע על-פז זווית ההתקפה. ככל שזווית ההתקפה גבוהה יותר תהיה מהירות הנסיקה נמוכה יותר. במהירויות V_1, V_2 שוב אין התנאי (11) מתקיים: הרחפים משתווים והטיסה חוזרת להיות אופקית וישרה.

10. זווית הנסיקה

את זווית הנסיקה γ נקבל מתוך (10):

(12) $\sin \gamma = \frac{T_A - T_R}{W}$

ככל שההפרש בין הדחף המצוי במנוע, T_A , לבין הדחף הדרוש לטיסה אופקית וישרה T_R , יותר גדול תהיה זווית הנסיקה יותר גדולה. במקרה הגבולי שבו קיים השוויון $T_A = T_R$ יהיה $\gamma = 0$ ואנו חוזרים למקרה של טיסה אופקית וישרה. נמצא עתה את תנאי הטיסה עבורם תודיה זווית הנסיקה מקסימלית:

קבלנו:

$$\sin \gamma = \frac{T_A - T_R}{W} = \frac{T_A}{W} - \frac{T_R}{W}$$

אבל בנסיקה בזוויות קטנות יהיה בקירוב:

$$T_R = D \quad W = L$$

ולכן תהיה זווית הנסיקה:

$$\sin \gamma = \frac{T_A}{W} - \frac{D}{L}$$

אבל:

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

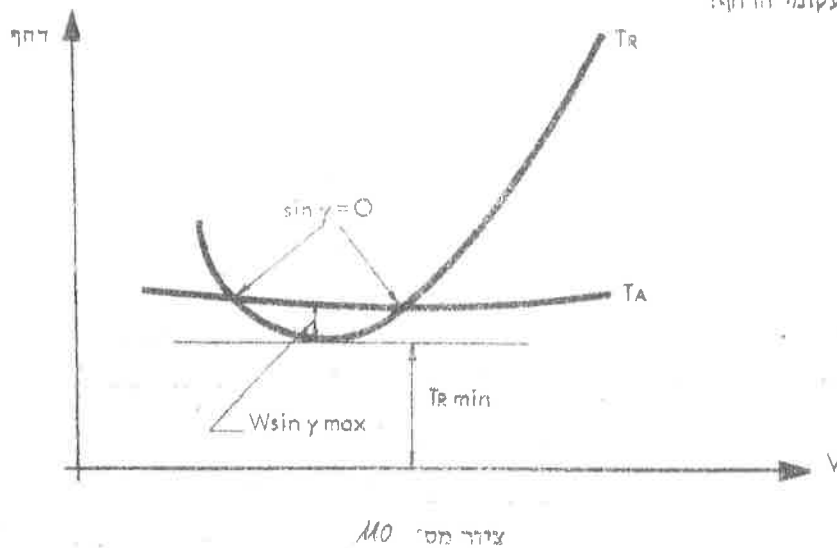
$$(13) \quad \sin \gamma = \frac{T_A}{W} - \frac{C_D}{C_L} = \frac{T_A}{W} - \frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)} \quad \text{לבן:}$$

ומתוך (13) ברור כי תנאי לנסיקה בזווית מקסימלית הוא יעילות אווירודינמית מקסימלית וכמובן מצערת מלאה.

זווית הנסיקה המקסימלית תהיה:

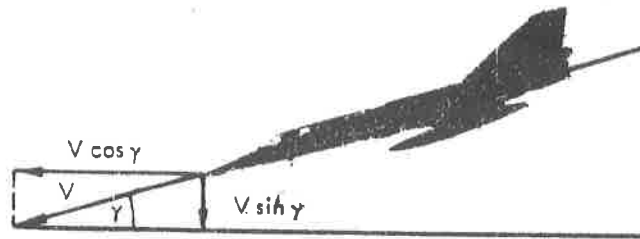
$$(14) \quad \sin \gamma_{\max} = \frac{T_A \max}{W} - \frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max}}$$

זווית הנסיקה המקסימלית תתקבל בטיסה בזווית ההתקפה המסויימת בה היעילות האווירודינמית מקסימלית. ציור MO מראה את מקום זווית הנסיקה המקסימלית על עקומי הדחף:



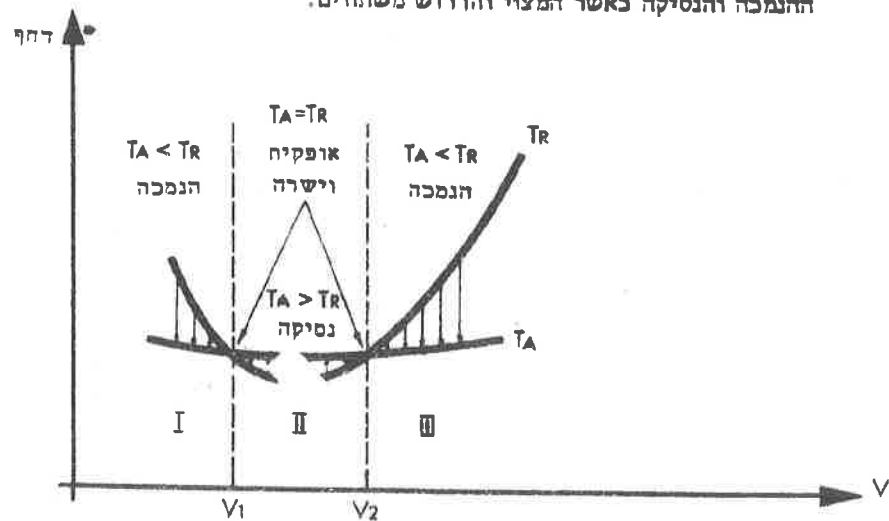
1123-992

- 136 -



ציור מס' 120

איזורי ההנמכה הם I , III בהם קטן הדחף המצוי במנוע מהדחף הדרוש לטיסה אופקית וישרה. איזור הנסיקה הוא איזור II בו הדחף המצוי גדול מהדחף הדרוש לטיסה אופקית וישרה. הטיסה האופקית והישרה עצמה מהשגת בגבול שבין איזורי ההנמכה והנסיקה כאשר המצוי והדרוש משתווים.



ציור מס' 121

יש לזכור כי ככל שעולה מהירות הטיסה, יורדת זווית ההתקפה. נניח כי מטוס טס באיזור I , המהירות היא נמוכה וזווית ההתקפה גבוהה. הורדת אף המטוס מקטינה את זווית ההתקפה ומגבירה את המהירות. בהקטנה מתאימה של זווית ההתקפה גיע לנקודת המעבר מהנמכה לנסיקה, כלומר, למהירות הנמוכה בטיסה אופקית וישרה V_1 . הקטנה נוספת של זווית ההתקפה תכניס את המטוס לאיזור II והוא ינסוק. אם נמשיך להקטין את זווית ההתקפה (מהירות הטיסה עולה כל הזמן) תגבר תחילה זווית הנסיקה עד ערכה המקסימלי ואחר כך תקטן עד לאפס מהירות הטיסה אז

תהיה V_2 והטיסה תהיה שוב אופקית וישרה. הקטנה נוספת של זווית ההתקפה תביא את המטוס להנמכה באיזור II. נרגיש כי חלופים אלה בין הנמכה לנסיקה נערכים במצורת קבועה ונעשה אך ורק שימוש במוט הוויגוי (רחיפה קדימה).

שינויי הגובה המתקבלים תוך כדי כך הם קטנים מאד. צורת הנידוג כפי שתוארה לעיל מהווה דוגמא מצויינת להבהרת השפעתה של זווית ההתקפה. דהף המנוע נשאר קבוע. הטייס מקטין את זווית ההתקפה ומשנה את הצורת המטוס ביחס לזוימה. כתוצאה מכך עולה מהירות הטיסה ומשתנה כוח ההתנגדות הפועל על המטוס, תוחלה הוא קטן עם העלייה בזווית ההתקפה ואחר כך הוא גדל. לכן מתקבלים האיזורים השונים והמעבר: הנמכה - אופקית וישרה - נסיקה - אופקית וישרה - הנמכה. על ידי שינוי אחר בזווית ההתקפה אפשר לעבור מנסיקה להנמכה בכיוון הפוך.

מבחינת התחושה הטבעית של הטייס ניתן להבחין בין שני תחומי נידוג, המפרידים ביניהם ע"י הדחף הדרוש המינימלי:

- א. התחום מהדחף הדרוש המינימלי וימינה דכולל חלק מאיזור II וכן את איזור III. בתחום זה עם הגדלת זווית ההתקפה המטוס "צועד" לקראת נסיקה.
- ב. התחום מהדחף הדרוש המינימלי ושמאלה דכולל את החלק הנותר של איזור II וכן את איזור I. בתחום זה עם הגדלת זווית ההתקפה המטוס "צועד" לקראת הנמכה דווקא.

תחום זה יקרא לכן "תחום הנידוג ההפוך".

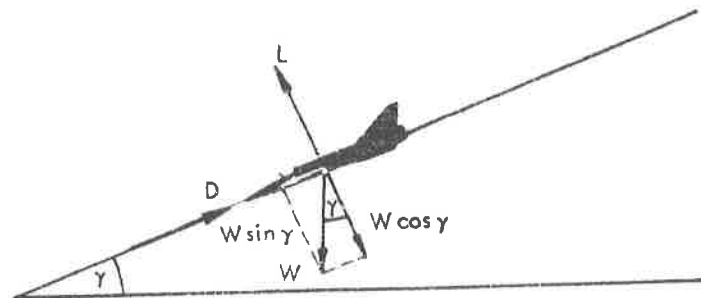
10. -גלישה

א. מבוא

הגלישה מוגדרת כטיסה ללא כוח מנוע. תוך הפסד גובה. בקו ישר ובמהירות קבועה. מטוס נכנס למצב גלישה כאשר מנועיו אינם פרעלים. כאשר לא מסופק כוח דחף למטוס אין הוא מפסיק את טיסתו כיון שיש לו מהירות התחלתית מסוימת. מהירות זו מספיקה ליצירת עלוי הטיסה נמשכת אם כי תוך ירידה בגובה.

ב. משוואות שיווי המשקל

הגלישה היא מצב טיסה מיוחד מבחינת כוחות: פועלים רק שני הכוחות האווירודינמיים: עילוי והתנגדות, וכוח המשקל. ציור 122 מראה את הכוחות:



ציור מס' 122

γ היא זווית הגלישה. הטיסה היא במהירות קבועה וללא תנודות. נבדוק לכן את שיווי המשקל בשני הכיוונים המקובלים: כיוון הטיסה ובניצב לו. הזווית γ נמצאת גם בין העילוי והמשקל, נפרק לכן את המשקל לשני רכיבים, במשורטט, $W \sin \gamma$ בכיוון הטיסה ו- $W \cos \gamma$ בכיוון הפוך לעילוי. משוואות שיווי המשקל הן:

$$(1) \quad L = W \cos \gamma$$

$$(2) \quad D = W \sin \gamma$$

העילוי מאזן את רכיב ה- $\cos$ של המשקל וההתנגדות מאזנת את רכיב ה- $\sin$ של המשקל. (אפשר לראות את הגלישה כהנמכה ללא דחף). בגלישה ההתנגדות היא כוח רצוי כיון שהיא בולמת את האצת המטוס כלפי מטה.

ג. זווית הגלישה ושיעור הגלישה

מתוך המשוואות (1) ו-(2) נקבל מייד אחרי חלוקה:

$$\frac{D}{L} = \frac{W \sin \gamma}{W \cos \gamma} = \tan \gamma$$

1123 - 992

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

אבל

$$\tan \gamma = \frac{C_D}{C_L}$$

לכן

$$(3) \quad \tan \gamma = \frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)}$$

או

כלומר, זווית הגלישה תלויה אך ורק ביעילות האווירודינמית. למשקל אין כל השפעה עליה. כיון שהיעילות האווירודינמית תלויה רק בזווית ההתקפה (למטוס מסויים) הרי נובע מתוך (3) כי זווית הגלישה תקבע אך ורק על-ידי הזווית מוט ההיגוי ירכיעת זווית התקפה מסוימת. זווית הגלישה הטובה ביותר (הקטנה ביותר) תתקבל ביעילות האווירודינמית המקסימלית (כלומר בזווית ההתקפה המתאימה).

$$(4) \quad \tan \gamma_{\min} = \frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max}}$$

אם מגדילים או מקטינים את זווית ההתקפה (ביחס לזווית ההתקפה בה היעילות האווירודינמית מקסימלית) תגדל זווית הגלישה, כי היעילות האווירודינמית $\frac{C_L}{C_D}$ תקטן.

כפי שראינו, היעילות האווירודינמית המקסימלית היא:

$$(5) \quad \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}K}}$$

וכזכור קשור K עם מנת המימדים AR לפי הקשר:

$$K = \frac{1}{\pi AR}$$

לכן אפשר יהיה לרשום את (5) בצורה:

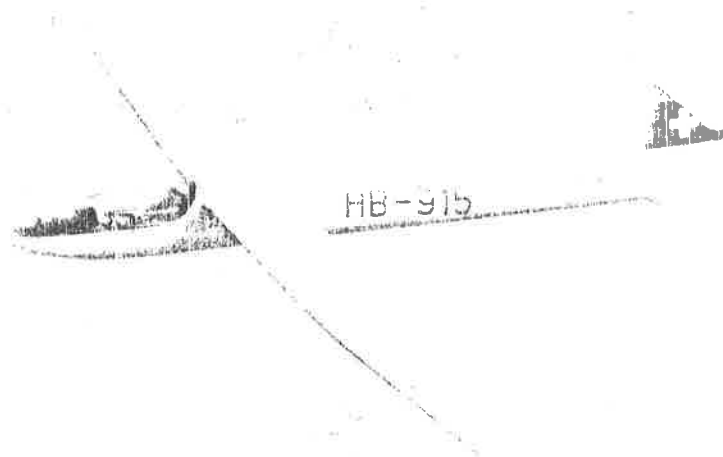
$$(6) \quad \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max} = \frac{\sqrt{\pi AR}}{2\sqrt{C_{D0}}}$$

מכאן שככל שמנת המימדים גדולה יותר, כן גדלה היעילות האווירודינמית המקסימלית ולכן קטנה זווית הגלישה המינימלית האפשרית. זו הסיבה שמנת המימדים של דאון כה גדולה.

תצלום 123 מראה את הדאון Diamant 18 מנת המימדים שלו 23 ויעילותו האווירודינמית המקסימלית היא 45.

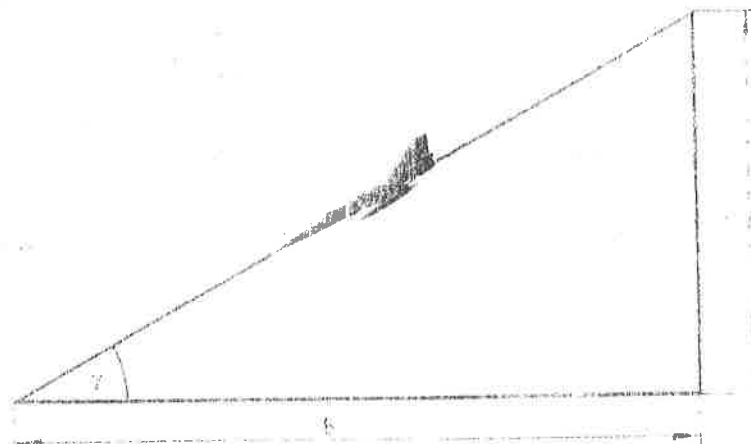
5123-492

140 =



ציור מס' 123

נדרג לדגויר אח "ערכי הגלישה" כחלק בין הרווחים האופטי (על הקרקע) אחריו עובד המיני-
למין המסר הנזכר המתאים. ראה ציור 124.



ציור מס' 124

123-992

- 141 -

כלומר ערך הגלישה יהיה: $\frac{b}{h}$ או $\text{ctg } \gamma$ קל לראות כי ערך הגלישה הוא גם $\text{ctg } \gamma$ (7)

$$\frac{b}{h} = \frac{1}{\text{tg } \gamma}$$

וככל שזווית הגלישה יותר גבוהה קטן יותר ערך הגלישה. ערך הגלישה זהה בדיוק ליעילות האווירודינמית.

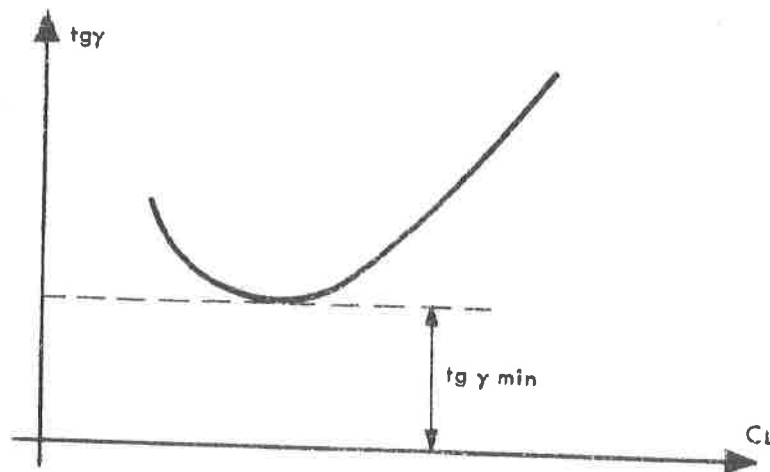
נראה עתה מה התלות בין זווית הגלישה ובין מקדם העילוי (זווית ההתקפה).

קבלנו עבור זווית הגלישה: $\text{tg } \gamma = \frac{C_D}{C_L}$

אבל מקדם ההתנגדות ניתן על-ידי: $C_D = C_{D0} + K C_L^2$ לכן תהיה זווית הגלישה:

(8) $\text{tg } \gamma = \frac{C_{D0} + K C_L^2}{C_L} = \frac{C_{D0}}{C_L} + K C_L$

מביטוי זה מסתבר שוב כי זווית הגלישה תלויה אך ורק במצב האף של המטוס. התלות האחרונה מתוארת בגרף 125.



ציור מס' 125

רואים כי לזווית הגלישה יש מינימום מסוים המתקבל כאמור בזווית ההתקפה בה היעילות האווירודינמית היא מקסימלית. מקדם העילוי אז יהיה:

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

נעבור לדון במהירות הגלישה: תחילה נעלה את המשוואות (1), (2), בריבוע.

$$(10) \quad L^2 = W^2 \cos^2 \gamma$$

$$(11) \quad D^2 = W^2 \sin^2 \gamma$$

נעשה נחבר את (10) עם (11):

$$L^2 + D^2 = W^2 \cos^2 \gamma + W^2 \sin^2 \gamma = W^2 (\cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma) = W^2$$

כלומר:

$$(12) \quad L^2 + D^2 = W^2$$

המובן הפיסיקלי של (12) הוא שהכוחות L, D, W הם כשיווי משקל וירצוים משולש ישר-זווית.

את הביטוי הררש עבור המהירות נקבל אם נרשום את העילוי ואת ההתנגדות בצורתם האווירודינמית:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

ואז נציב משוואה (12):

$$\left(\frac{1}{2} \rho V^2 S C_L\right)^2 + \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D\right)^2 = W^2$$

או

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S \sqrt{C_L^2 + C_D^2} = W$$

ומהירות הגלישה תהיה:

$$(13) \quad V^2 = \frac{2W}{\rho S} \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L^2 + C_D^2}}$$

מתברר מתוך (13) כי עלייה במשקל מעלה את מהירות הגלישה בעוד שירידה בגובה (עלייה בעפופות) מקטינה את מהירות הגלישה. מהירות הגלישה המינימלית (מהירות ההזדקרות) תתקבל במקדם עילוי מקסימלי $C_{L \max}$. בדרך-כלל עדיפה גלישה בזווית גלישה מינימלית על-פני גלישה במהירות גלישה מינימלית. את (1) אפשר היה לרשום כך:

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

או:

$$V^2 = \frac{2W \cos \gamma}{\rho S C_L}$$

1123 - 992

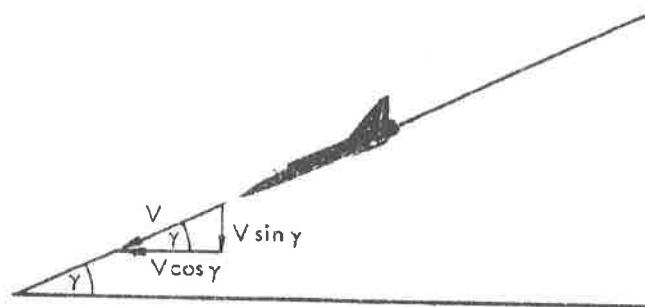
- 143 -

והמהירות המינימלית היא:

$$(14) \quad V_{\min} = \sqrt{\frac{2W \cos \gamma}{\rho S C_{L \max}}}$$

רואים כי (בדומה להנמכה ולנסיקה) קטנה מהירות ההזדקרות בגלישה מזו שבטיסה אופקית וישרה. בביטוי (14) מופיע $\cos \gamma$ הקטן תמיד מאחד. הסיבה היא שבגלישה מאזן העילוי רק את רכיב ה- $\cos$ של המשקל.

את מהירות הגלישה ניתן לפרק לשני רכיבים. אחד אופקי ואחד אנכי. ציור 126.



ציור מס' 126

הרכיב האופקי $V \cos \gamma$ מצוין את מהירות ההתקדמות של המטוס. מסמנים אותו כ- V_H :

$$(15) \quad V_H = V \cos \gamma$$

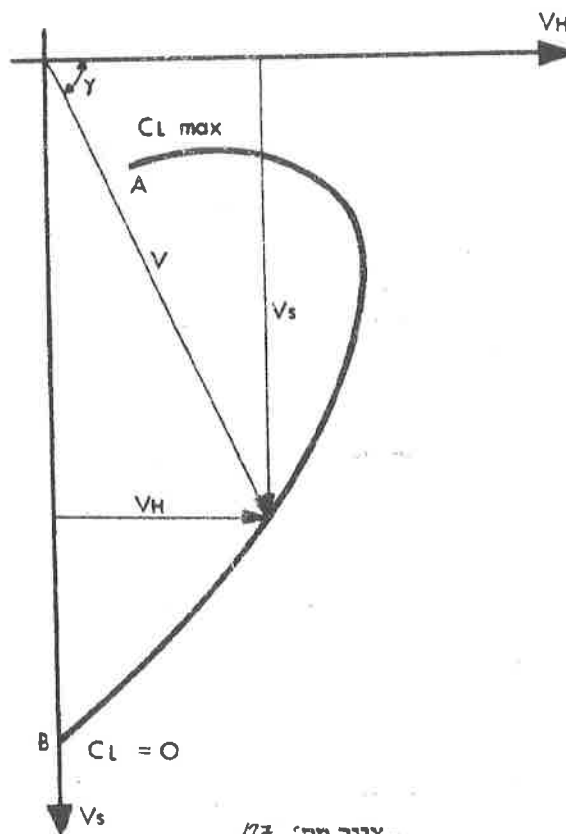
הרכיב האנכי $V \sin \gamma$ הוא שיעור הפסד הגובה של המטוס ומכונה "שיעור הגלישה". מסמנים אותו כ- V_S :

$$(16) \quad V_S = V \sin \gamma$$

עלייה במשקל מגדילה את שיעור הגלישה, כיון שזוהי מגדילה את מהירות הגלישה. שיעור הגלישה חלוי גם במקדם העילוי. אפשר להראות כי קיים מקדם עילוי מסויים (זווית התקפה מסויימת) עבורו V_S מינימלי. קשה לחשב מקדם עילוי זה בצורה מדויקת, אבל בהנחה שזווית הגלישה γ קטנה מ- 15° יהיה מקדם העילוי עבור שיעור גלישה מינימלי:

$$(17) \quad C_L = \sqrt{3} \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

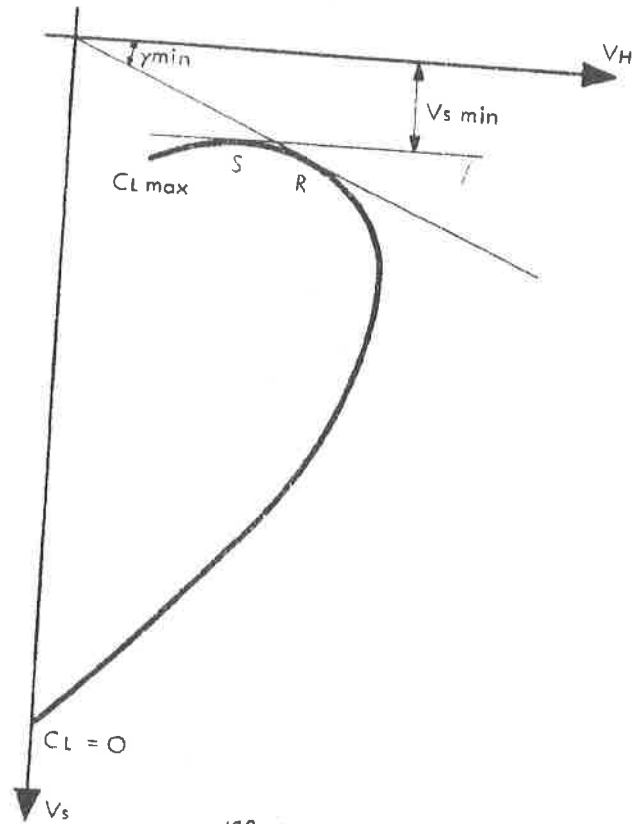
ניתן להציג את שני רכיבי המהירות V_H, V_S בגרף מעניין הידוע בכינויו "ההדגרה של גלישה". הציר האופקי הוא הרכיב האופקי V_H , והציר האנכי הוא שיעור הגלישה V_S . זווית הגלישה אף היא מומייעה בהדגרה כמשורטט בתרשים 127.



גם מקדם העילוי מצוין על ההדגרה. כאשר מהירות הגלישה מינימלית יהיה מקדם העילוי מקסימלי (CL_{max} נקודה A). כאשר מהירות הגלישה מקסימלית, מקדם העילוי מינימלי ($CL = 0$ נקודה B). המקרה האחרון מתאר נפילה אנכית של המטוס כלפי מטה, ואז המהירות האופקית של המטוס היא אפס. ציור 128 מדגים את שתי הנקודות המיוחדות של הגלישה, על ההדגרה. בנקודה R מתקבלת זווית הגלישה המינימלית על-ידי משק היצא מהראשית. בנקודה S מתקבל שיעור הגלישה המינימלי $V_S \min$ על-ידי כשיק אופקי. תרשים 129 מראה את ההדגרה הגלישה של הדאון 18 Diamant. קו A הוא ההדגרה הרגיל, קו B הוא ההדגרה עם תוספת משקל.

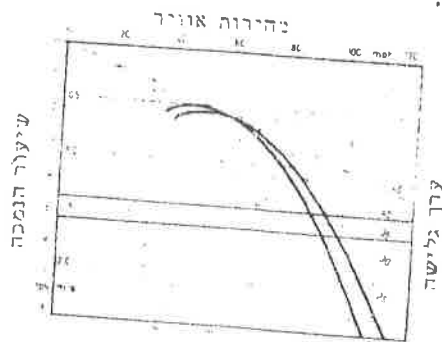
1123-992

- 145 -



ציור מס' 128

נראה כי תוספת משקל אינה משנה את זווית הגלישה המינימלית, אבל מגדילה את שיעור הגלישה המינימלי.



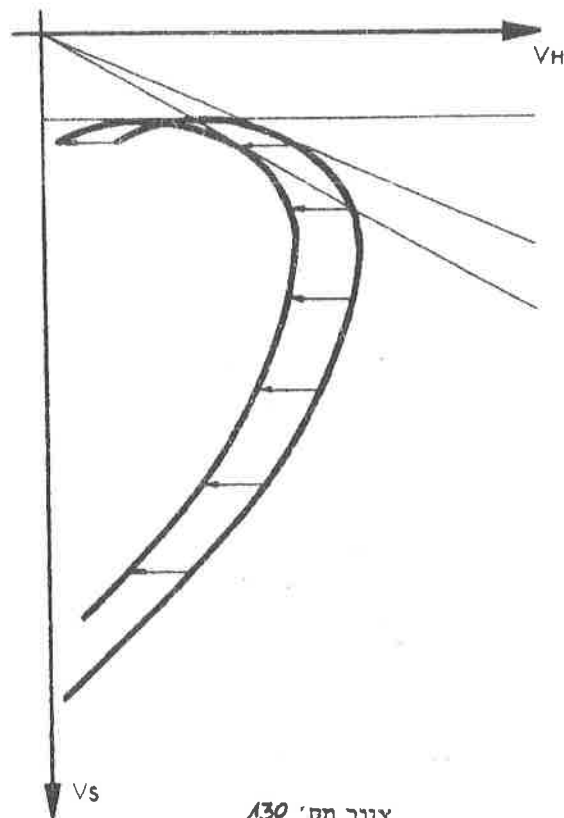
בהירות אוויר

ציור מס' 129

1123-992

- 146 -

ההודוגרף יעיל במיוחד כדי להבין את השפעות הרוח. רוח אף, למשל, מזיזה את כל גוש האוויר עם המטוס בכיוון הפוך לכיוון V_H . לכן יש להזיז את ההודוגרף שמאלה בשיעור אחד הזהה למהירות הרוח. ציור 130.



ציור מס' 130

מהתרשים נראה כי רוח אף אינה משנה את שיעור הגלישה המינימלי, אבל מגדילה את זווית הגלישה המינימלית. ניתוח דומה מראה כי רוח גב אינה משפיעה על שיעור הגלישה המינימלי אבל מקטינה את זווית הגלישה המינימלית. נעיר רק שכאשר נשבת רוח אף אוגב אין הסווח המקסימלי ביחס לאדמה מושג עוד. ביעילות אווירודינמית מקסימלית, אלא בנקודות החשקה המתאימות החדשות.

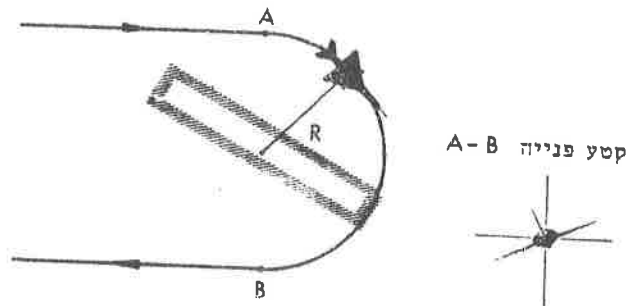
1123-992

- 147 -

11 - פנייה אופקית

א. מ. ב. א.

כיוון התמרון של המטוס מותנה ביכולתו לשנות את כיוון טיסתו בהתאם לרצון הטייס. צורה נפוצה של שינוי כיוון הטיסה היא הפנייה האופקית. המטוס טס בתנועה מעגלית במהירות קבועה ובגובה קבוע. כדי להיכנס למצב הפנייה מטים את המאזנות ע"י מוט ההיגוי, לפרק זמן קצר. המטוס מתייצב בזווית הטייה מסויימת ומתחיל לטוס במעגל כאשר הכנף הנמוכה היא בתוך המעגל. תרשים 131 מראה את צורת הפנייה האופקית (לשם נוחות נניח שהיא בחצי מעגל).



ציור מס' 131

הצלומים 132, 133 מראים את פעולת המאזנות בכניסה לפנייה האופקית, במשך הפנייה המאזנות סגורות. כדי לצאת מהפנייה ולחזור לטיסה אופקית וישרה יש להטות את המטוס חזרה ע"י הפעלת המאזנות בכיוון ההפוך. איכותה של הפנייה האופקית נקבעת ע"י שני קני-מידה:

- רדיוס הפנייה המזערי, כלומר R_{min} (רדיוס הפנייה).
 - זמן הפנייה המזערי. זמן הפנייה הוא מ- A עד B (תרשים 131) ומסומן ב- $t_{\frac{1}{2}}$ (ה"ח" מסמן כי הכוונה לחצי מעגל). כלומר דרוש $t_{\frac{1}{2}min}$.
- כפי שעוד נראה, הרי הפניות לזמן מזערי ולרדיוס מזערי הן שונות באופיין וכל-אחת מהן מתקבלת במצב טיסה שונה.

ב. משוואות שיווי המשקל

תרשים 134 מראה במבט מלפנים את אופן פעולת הכוחות על המטוס במשך הפנייה האופקית. הדחף פועל בכיוון הטיסה, ההתנגדות בכיוון הפוך והמשקל מכון למרכז כדור הארץ. מצבו של כוח העילוי הוא מיוחד. הוא ניצב הן לכיוון הטיסה והן לציר העלרוד ולכן הוא מוטה בזווית הגלגול ϕ ביחס לאנך.

142-143

178

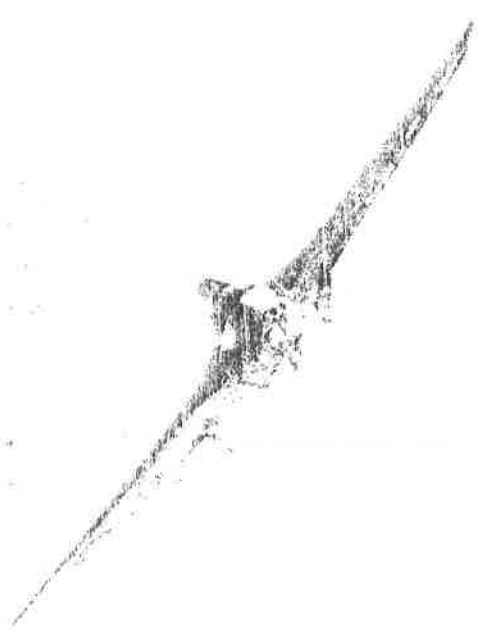


צילום מס' 142

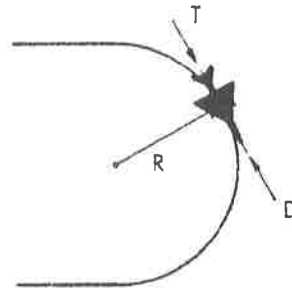
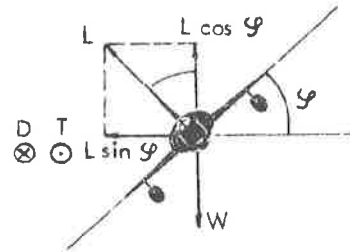
הנאי לטיסה במסגרת קבועה הוא שוויון בין הדחף להתנגדות

0.2

הנאי לשמירת גובה טיסה קבוע הוא איזון ולשקל W ע"י רכובת הנאי
הקולות



צילום מס' 143



ציור מס' 134

$$(2) \quad L \cos \varphi = W$$

נותר לנו רכיב של העילוי $L \sin \varphi$ שאינו מאוזן. כוח זה גורם לתאוצה בכיוונו (כמו כל כוח בלתי מאוזן) והוא המאלץ את המטוס לביצוע הפניה. הרכיב $L \sin \varphi$ מכונה כוח צנטריפטלי וכפי שידוע הוא שווה למכפלת מסת המטוס בתאוצה הצנטרית-פטלית:

$$(3) \quad L \sin \varphi = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R}$$

כאשר W משקל המטוס, g תאוצת כדור הארץ ($g = 9.81 \text{ m/sec}^2$) R רדיוס הפניה ו- V מהירות המטוס. הכוח הצנטריפטלי פונה תמיד למרכז המעגל. המשוואות (1), (2), (3) הן משוואות התנועה של מטוס בפניה אופקית ובמהירות קבועה. מהירות הטיסה V היא המהירות המשיקית בכל נקודה. תנועת המטוס דומה לתנועת משקולת הקשורה לחבל מסתובב: המטוס שואף בכל רגע להמשיך בקו ישר לזי (1) בעוד שהכוח הצנטריפטלי (3) מאלץ אותו לעקם את המסלול ולפנות. (כידוע ב- תנועה מעגלית קבועה אין התאוצה הצנטריפטלית משנה את ערך המהירות אלא רק את כיוונה). תרשים 135 מראה את הצורה בה מאלצת התאוצה הצנטריפטלית את המטוס לתנועה מעגלית.

הערה:

יש לשים לב לכך שרשמנו את משוואות התנועה בשלושה כיוונים שכולם ניצבים זה לזה. כיוון התנועה, כיוון האנך לאופק וכיוון הרדיוס.

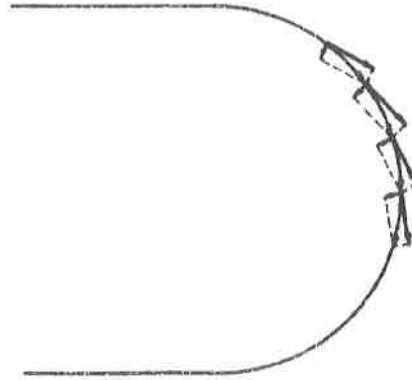
ג. פנייה מתואמת

עיי חלוקת דמשוואה (3) במשוואה (2) נקבל:

$$\frac{L \sin \varphi}{L \cos \varphi} = \frac{W V^2}{W g R}$$

1123-992

150



ציור מס' 135

או:

$$(4) \quad \dots \dots \dots \quad \text{tg } \varphi = \frac{V^2}{gR}$$

משוואה (4) מתארת את הקשר בין רדיוס הפנייה, מהירות הפנייה וזווית הטייה הכנפיים. כאשר קשר זה מתקיים במשך כל זמן הפנייה אומרים כי הפנייה היא מתואמת. אולם, עלול להיווצר מצב בו זווית הטייה φ גדולה מדי ואז:

$$(5) \quad \dots \dots \dots \quad \text{tg } \varphi > \frac{V^2}{gR}$$

כלומר, השוויון אינו מתקיים יותר. במקרה זה גדול הכוח הצנטריפטלי $L \sin \varphi$ מהדרוש והמטוס יקטין את רדיוס הפנייה שלו ע"י החלקה לתוך הפנייה. רואים גם מתוך (5) כי הקטנה ב- R נוטה לאזן את אי השוויון. תופעה דומה, אם כי כמובן הפוכה, תתרחש כאשר זווית ההטייה φ תהיה קטנה מדי. השוויון (4) יהפוך להיות:

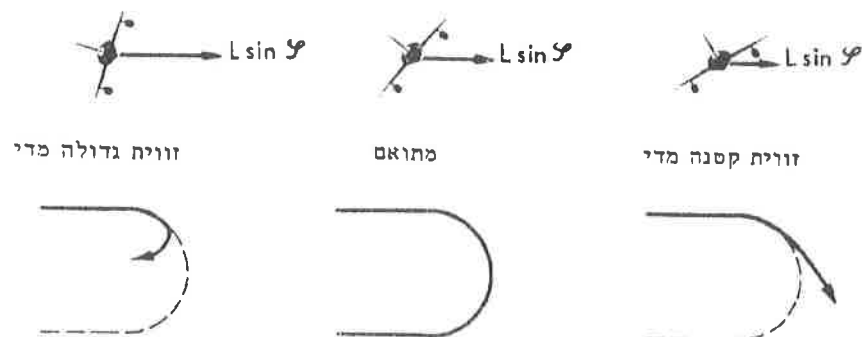
$$(6) \quad \dots \dots \dots \quad \text{tg } \varphi < \frac{V^2}{gR}$$

המטוס יחליק אל מחוץ לפנייה כיון שהכוח הצנטריפטלי יהיה קטן מהדרוש. רדיוס הפנייה יגדל ואי השוויון (6) יהפוך שוב לשוויון. תרשים 136 מראה את ההחלקה במקרה של הטייה לא נכונה.

ד. גורם העומס ו-"ג'י"

היחס בין כוח העילוי למשקל המטוס, מסומן באות - n , מוגדר כ"גורם העומס" ונקרא גם "ג'י":

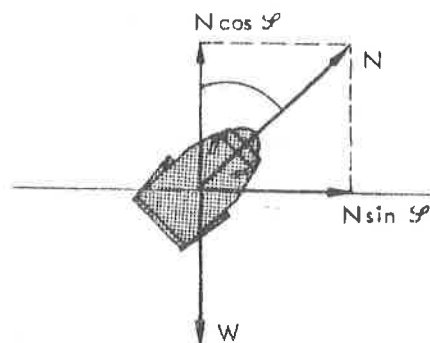
$$(7) \quad \dots \dots \dots \quad n = \frac{L}{W} \quad \text{כלומר:}$$



ציור מס' 136

בטיסה אופקית וישרה, למשל: $L = W$
 ולכן: $n = 1$
 בהנמכה, נסיקה וגלישה: $L = W \cos \gamma$
 ולכן: $n = \frac{L}{W} = \frac{W \cos \gamma}{W} = \cos \gamma$

כלומר, גורם העומס או ה-"ג'י" בטיסה אופקית וישרה הוא 1, ובנסיקה, הנמכה ו-גלישה הוא קטן מאחד. בטיסה אופקית וישרה יהיה $n = 1$ וכדומה. לגבי המטוס משמעות ה-"ג'י" היא ברורה: זהו מספר יחידות משקל המטוס אותן צריכה הכנף לשאת (הראיל והעילוי נתנם ע"י הכנפיים). למשל $n = 4$ פירושו שהכנף נושאת בעומס הגדול פי 4 מזה שבטיסה אופקית וישרה. סביר לכן שגורם העומס יהיה מוגבל מתוך שיקולים של חוזק המטוס, ובמיוחד חוזק הכנף. אולם, מעניינת הרבה יותר משמעות ה-"ג'י" לגבי הטייס. תרשים 137 מראה את הכוחות הפועלים על הטייס תוך-כדי פנייה אופקית במהירות קבועה.



ציור מס' 137

1123-992

- 152 -

כיון שהטייס צמוד לכיסא, קיימים רק שני כוחות: משקל הטייס W והכוח הנורמלי N אותו מפעיל הכיסא על הטייס בכיוון נרצב לכיוון הטיסה (הכוח הנורמלי הוא תגובת הכיסא לכוח שהטייס מפעיל עליו). כיון שיחסית לכיסא נמצא הטייס במנוחה תהיינה משוואות שיווי המשקל שלו:

$$(8) \quad N \cos \varphi = W \quad \text{משוואת איזון המשקל:}$$

$$(9) \quad N \sin \varphi = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} \quad \text{הכוח הצנטריפטלי:}$$

משוואת הכוח הצנטריפטלי של הטייס דומה לזו של המטוס כיון ששניהם נעים באותו מסלול. נעלה את המשוואות (8) (9) בריבוע:

$$N^2 \cos^2 \varphi = W^2$$

$$N^2 \sin^2 \varphi = W^2 \left(\frac{V^2}{Rg} \right)^2$$

$$N^2 \sin^2 \varphi + N^2 \cos^2 \varphi = W^2 + W^2 \left(\frac{V^2}{Rg} \right)^2 \quad \text{ונחבר:}$$

$$(10) \quad N^2 = \left[1 + \left(\frac{V^2}{Rg} \right)^2 \right] W^2 \quad \text{או:}$$

$$\frac{V^2}{Rg} = \operatorname{tg} \varphi \quad \text{אבל קבלנו כבר את היחס (4):}$$

$$N^2 = [1 + \operatorname{tg}^2 \varphi] W^2 \quad \text{לכן תהיה (10):}$$

$$1 + \operatorname{tg}^2 \varphi = \frac{1}{\cos^2 \varphi} \quad \text{אבל מטריגונומטריה ידוע כי:}$$

$$(11) \quad N^2 = \frac{1}{\cos^2 \varphi} \cdot W^2 \quad \text{לכן נקבל:}$$

אבל מתוך משוואת שיווי המשקל (2) מתקבל מיד ש: -

$$\frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \varphi}$$

$$(12) \quad n = \frac{1}{\cos \varphi} \quad \text{כלומר בפנייה:}$$

$$N^2 = n^2 W^2 \quad \text{ואם נציב זאת לתוך (11) נקבל:}$$

$$(13) \quad N = n \cdot W \quad \text{או:}$$

מתוך (13) מסתבר כי הכוח N אותו מפעיל הכיסא על הטייס (ואשר זהה לכוח אותו מפעיל הטייס על הכיסא) הוא משקלו הרגיל של הטייס מוכפל ב-"ג'י". כלומר, אם,

למשל, יהיה גורם העומס $n = 3$ ירגיש הטיס את עצמו כבד פי 3, שכן את תחושת המשקל הוא מקבל דרך המגע עם הכיסא. באופן דומה, אם ה-"ג'י" קטן מאפס ($n < 0$) כלומר שלילי, ירגיש הטיס עלייה דומה במשקל, אלא הפעם כאילו וראשו כלפי מטה ורגליו כלפי מעלה. (למשל בפנייה אופקית הפוכה).
לשינויי ה-"ג'י" השפעה מיוחדת על ספיקה הדם למוח וממנו. במקרה של "ג'י" גדול מאחד, יתנהג הדם כאילו ונמצא תחת כוח משיכה הגדול פי "ג'י" מזה שעל-פני כדור הארץ וירד אל רגלי הטיס. כתוצאה מכך אוזלת כמות הדם במוח, הראייה מיטשטשת ויש סכנת עלפון. תופעה זו ידועה כ- black out. במקרה של "ג'י" שלילי מתרחשת תופעה הפוכה: הדם פורץ לראש וגורם לראיית הכל באדום. יש גם סכנה של פיצוץ כלי דם בעיניים ובחציריים. למצב זה קוראים red out. סכנת ה-"ג'י" השלילי גדולה מסכנת ה-"ג'י" החיובי, שכן את ה-"ג'י" החיובי ניתן למנוע על-ידי חליפת לחץ המצורה את כלי הדם כאשר ה-"ג'י" עולה. מהמתואר לעיל, ברור כי גורם העומס יהיה מוגבל ע"י כושר הטיס לשאת ג'י חיובי או שלילי.

נוכל עתה לסכם את הגבלות ה-"ג'י" השונות:

- הגבלות חזק ומטוס הן ב-"ד": $n < 12$
- הגבלות הטיס ללא חליפת ג'י הן ב-"ד": $-3 < n < 6$
- הגבלות הטיס עם חליפת ג'י הן ב-"ד": $-3 < n < 12$

ה-"ג'י" בפנייה אופקית

. כפי שראינו ב-(12) ניתן גורם העומס בפנייה אופקית על-ידי:

$$n = \frac{1}{\cos \varphi}$$

כלומר, ה-"ג'י" בפנייה חלוי אך ורק בזווית ההטייה של הכנפיים. ככל שזווית ההטייה φ יותר גדולה ה- $\cos \varphi$ יותר קטן וגורם העומס יותר גדול. הטבלה הכאה מראה את ה-"ג'י" וכן את היחס בין העילוי למשקל עבור זוויות הטייה שונות:

	n	φ
$L = W$	1	0°
$L = 2W$	2	60°
$L = 3W$	3	70.5°
$L = 4W$	4	75.5°
$L = 10W$	10	84.25°

כיון שכושר נשיאת ה-"ג'י" מוגבל, הרי שמוגבלת גם זווית הטיית הכנפיים בפנייה. ואמנם בדרך-כלל קשה מאד לבצע פנייה אופקית בזווית הטייה העולה על $\varphi = 80^\circ$. תאורטית, בפנייה של $\varphi = 90^\circ$ גורם העומס הוא $n = \infty$. תרשים 36 מראה את מצבי העמיסה על הכנפיים בזוויות הטייה שונות.

1123-992

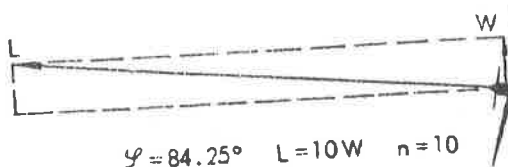
- 154 -



$$\varphi = 0^\circ \quad L = W \quad n = 1$$



$$\varphi = 60^\circ \quad L = 2W \quad n = 2$$



$$\varphi = 84.25^\circ \quad L = 10W \quad n = 10$$

ציור מס' 138

1. הזדקרות בפנייה אופקית

את משוואת שיווי המשקל (2) נוכל לרשום כך:

$$(14) \quad \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \cos \varphi = W$$

וממנה נוכל למצוא את מקדם העילוי הדרוש לפנייה אופקית:

$$(15) \quad C_L = \frac{2W}{\rho S V^2 \cos \varphi}$$

כיון ש- $\cos \varphi$ תמיד קטן מאחד, הרי מתברר מתוך (15) כי מקדם העילוי הדרוש לפנייה אופקית תמיד גדול מזה הדרוש לטיסה אופקית וישרה באותו גובה ובאותה מהירות. אם נתבונן בתרשים הכוחות 134 נבין עובדה זו: בפנייה אופקית על העילוי להיוח מספיק גדול כך שרכיב ה- $\cos$ שלו יאזן את כל משקל המטוס W , בעוד שעל רכיב ה- $\sin$ לקיים את התאוצה הצנטריפטלית. אם עוברים מטיסה אופקית וישרה לפנייה אופקית ורצים לשמור על מהירות צריך, בין יתר הפעולות, להרים את אף המטוס.

מתוך (14) נקבל גם את הביטוי עבור המהירות המשיקית V , שהיא מהירות הטיסה:

$$(16) \quad V^2 = \frac{2W}{\rho S C_L} \cdot \frac{1}{\cos \varphi}$$

אח המהירות המינימלית נקבל מתוך (16) כאשר מקדם העילוי C_L יהיה מקסימלי:

$$(17) \quad V^2_{\min} = \frac{2W}{\rho S C_{L \max}} \cdot \frac{1}{\cos \varphi}$$

כצפוי, המהירות המינימלית בפנייה אופקית יותר גבוהה מאשר בטיסה אופקית וישרה. יתר על כן, ככל שגדלה זווית ההטייה φ (ויחד עמה גדל גם גורם העומס n) כן גדלה המהירות המינימלית עוד יותר. בהטייה של $\varphi = 75.5^\circ$ ($n = 4$) תהיה

המהירות המינימלית בפנייה אופקית כפולה מזו שבטיסה אופקית וישרה באותו גובה. כיון שהמטוס נע בתנועה מעגלית, יוצא שהמהירות הנמוכה ביותר היא בקצה הכנף הפנימית המתווה את הרדיוס הקטן ביותר. לכן יש להניח שההזדקרות בפנייה תתחיל בקצה הכנף הפנימית.

T. הרחף הדרוש לפנייה אופקית

כזכור, הרחף הדרוש הוא בעצם כוח ההתנגדות D המזערור בזמן הטיסה. כיון שבטיסה אופקית וישרה סימנו את הרחף הדרוש ב- T_R , נסמן אותו בפנייה אופקית ב- T_R^* כדי להבדיל בין שני הביצועים.

כלומר: $T_R^* = D$ (18)

או: $T_R^* = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$ (19)

אבל כפי שראינו, מקדם ההתנגדות הוא:

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

וכיון שאת מקדם העילוי C_L עבור פנייה אופקית מצאנו ב-(16) נוכל למצוא גם את

$$C_D = C_{D0} + \frac{K \cdot 4 W^2}{\rho^2 S^2 V^4} \cdot \frac{1}{\cos^2 \varphi} \quad (20)$$

זהו מקדם ההתנגדות בפנייה אופקית. נציב אותו לחוך (19):

$$T_R^* = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left(C_{D0} + \frac{4 K W^2}{\rho^2 S^2 V^4} \cdot \frac{1}{\cos^2 \varphi} \right) \quad \text{ונקבל:}$$

$$T_R^* = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2 K W^2}{\rho S V^2} \cdot \frac{1}{\cos^2 \varphi} \quad \text{או:} \quad (21)$$

מתוך (21) נראה כי הרחף הדרוש לפנייה אופקית תלוי בגובה הטיסה, מהירות, זווית הטיית הכנפיים וכמובן בתכונות המטוס. הרחף הדרוש מורכב מישני חלקים: החלק הראשון $\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0}$ שהוא התנגדות החיכוך והצורה. והחלק השני שהוא ההתנגדות המושרה. בגלל הופעת האבר $\cos^2 \varphi$ בהתנגדות המושרה נראה כי זו יותר גדולה מאשר בטיסה אופקית וישרה.

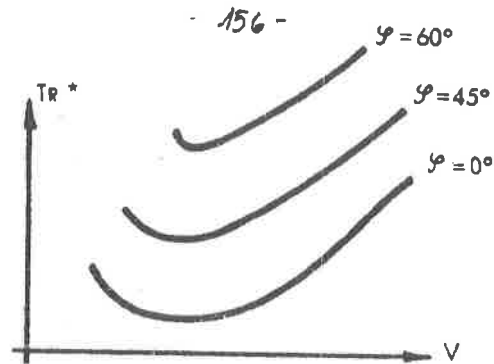
תרשים 139 מראה את חלות הרחף הדרוש T_R^* במהירות הטיסה ובזווית ההטייה עבור גובה מסויים.

כדי לקבל את מהירות הטיסה בפנייה אופקית, יש להשוות את הרחף הדרוש עם הרחף המצוי. כזכור, הרחף המצוי T_A אינו תלוי במצב הטיסה. אלא רק בתכונות המנוע. במצוח הרלק המסומקת לו בגובה הטיסה ומהירותה. תנאי לקיום הפנייה האופקית. במהירות קבועה, יהיה אם כך:

$$T_A = T_R^* \quad (22)$$

תרשים 140 מראה את הפתרון הנרפי של משוואה (22). מתוך התרשים נראה כי בזווית גלגול של 45°, למשל, מתקבלות שתי מהירויות לפנייה האופקית עבור אותו כוח מנוע. המהירות הגבוהה מתקבלת במצב אף נמוך (זווית התקפה קטנה) ורדיוס

1123-992



ציור מס' 139

פנייה גדול. המהירות הנמוכה מתקבלת במצב אף גבוה, בד"כ על סף ההזדקרות, וברדיוס פנייה יותר קטן.

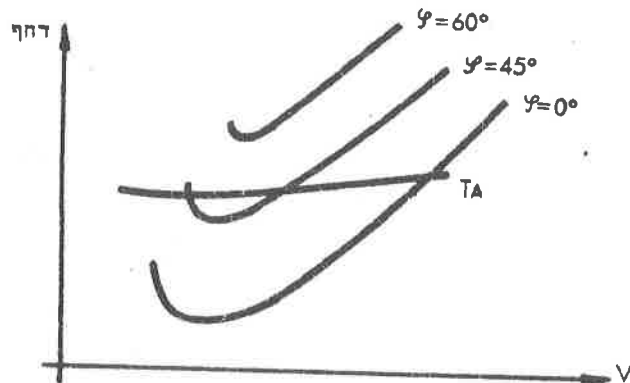
מעניין להשוות את הדחף הדרוש לפנייה אופקית T_R^* , עם הדחף הדרוש לטיסה אופקית וישרה T_R , באותו גובה ובאותה מהירות.

אם נשתמש בזהות: $\frac{1}{\cos^2 \varphi} = 1 + \tan^2 \varphi$

נוכל לרשום את (21) כך:

$$T_R^* = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho S V^2} (1 + \tan^2 \varphi)$$

או: $(23) \quad T_R^* = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho S V^2} + \frac{2KW^2}{\rho S V^2} \tan^2 \varphi$



ציור מס' 140

אבל, שני האברים הראשונים ב-(23) הם בדיוק הדחף הדרוש לצורך טיסה אופקית וישרה T_R : (כפי שראינו בפרק ה').

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho S V^2} = T_R \quad \text{כלומר:}$$

$$T_R^* = T_R + \frac{2KW^2}{\rho S V^2} \quad \text{ולכן תהיה (23):}$$

$$t g \gamma = \frac{V^2}{R g} \quad \text{אבל מתוך (4):}$$

$$(24) \quad T_R^* = T_R + \frac{2KW^2}{\rho S g^2} + \frac{V^2}{R^2} \quad \text{ולכן:}$$

כלומר, הדחף הדרוש לפנייה אופקית גדול מזה הדרוש לטיסה אופקית וישרה באותו גובה ובאותה מהירות. בכניסה לפנייה יש לכן לפתוח את המצעת כדי להגדיל את הדחף המצוי במנוע. ההפרש בין הרחפים תלוי במשקל המטוס בריבוע; אם המטוס כבד פי שניים יהיה הפרש הרחפים גדול פי 4.

ח. פנייה אופקית לזמן פנייה מזערי

כפי שכבר נאמר, הרי אחז הקריטריונים לקביעה איכות הפנייה האופקית הוא זמן הפנייה המזערי. נראה עתה איך מבצעים פנייה כזו:

$$t \frac{1}{2} \rightarrow \min : t \frac{1}{2} \quad \text{לנו דרוש מינימום של}$$

$$\pi R = V t \frac{1}{2} \quad \text{אבל עבור חצי מעגל יהיה:}$$

$$t \frac{1}{2} = \pi \frac{R}{V} \quad \text{כלומר:}$$

$$\text{לדרוש מינימום של } t \frac{1}{2} \quad \text{זה כמו לדרוש מינימום של } \frac{R}{V} \quad \text{לכן נדרוש:}$$

$$\left(\frac{R}{V} \right) \rightarrow \min$$

$$\text{וזוה כמו לדרוש מקסימום של } \left(\frac{V}{R} \right) \quad \text{או של } \left(\frac{V}{R} \right)^2 :$$

$$\left(\frac{V}{R} \right)^2 \rightarrow \max \quad \text{לכן נדרוש:}$$

$$\text{את } \left(\frac{V}{R} \right)^2 \quad \text{נוכל לחלץ מתוך (24). נקבל:}$$

$$\left(\frac{V}{R} \right)^2 = \frac{\rho S g^2}{2KW^2} (T_R^* - T_R)$$

כיון שהגורל לפני הסוגריים קבוע, מסתבר שמספיק לדרוש את המקסימום של הסוגריים עצמם, כלומר:

$$T_R^* - T_R \rightarrow \max$$

אבל בפנייה אופקית שווה הדחף הדרוש T_R^* לדחף המצוי T_A לפי (22). לכן, יוצא לבסוף שלצורך הפנייה האופקית בזמן מזערי דרוש מקסימום של $(T_A - T_R)$.

ההירש בין הדרחף המצוי בזמן הפנייה והדרחף הדרוש לצורך טיסה אופקית וישרה כאותו גובה ואותה מהירות:

דרוש אם כן: $(TA - TR) \rightarrow \max$ (25)

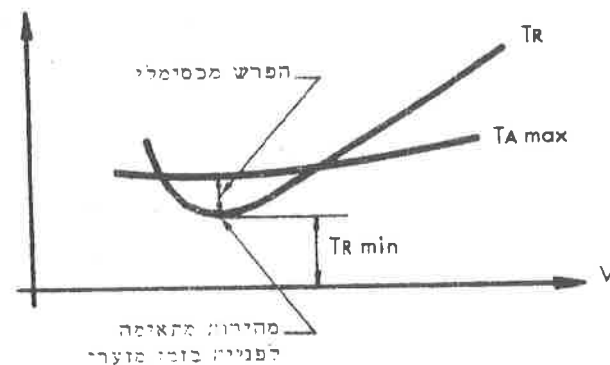
מצב המקסימום של (25) יתקיים בשני התנאים הבאים:

- הדרחף המצוי TA יהיה המקסימלי האפשרי, כלומר מצערת מלאה.
- מהירות הטיסה תהיה זו המתאימה לטיסה אופקית וישרה כאותו גובה בדרחף דרוש מינימלי.

בתנאים אלה תושג הפנייה בזמן מזערי. הביטוי (25) יהיה אז:

$$(TA_{\max} - TR_{\min})$$

תרשים 141 מציג את תנאי הפנייה האופקית לזמן מזערי. יש לזכור כי השתמשנו במושג "הדרחף הדרוש לטיסה אופקית וישרה" בפרק זה רק כבגודל נוח לטיפול מתימטי. המטוס טס כל הזמן בדרחף דרוש לפנייה TR^* .



ציור מס' 141

את האמור לעיל, נוכל לסכם כך: כדי לפנות ברדיוס מזערי יש לפתוח את המצערת עד הסוף ולטוס באותה מהירות בה היינו טסים אופקית וישרה כאותו גובה בדרחף מינימלי. לפנייה בזמן מזערי מתאימים מקדם עילוי, זווית גלגול ורדיוס פנייה מסוימים. עלייה כמשקל ועלייה בגובה מגדילים את זמן הפנייה המזערי.

הערה: לעיתים נהוג להשתמש במושג "שיעור פנייה" ולטפל בו במקום בזמן הפנייה.

שיעור הפנייה היא המהירות הזוויתית של המטוס ברדיאנים לשנייה. והיא

נתונה ע"י:

$$\Omega = \frac{V}{R}$$

ט. פנייה אופקית לרדיוס פנייה מזערי

הקריטריון השני לאיכותה של הפנייה האופקית הוא פנייה ברדיוס מזערי. כלומר

דרוש: $R \rightarrow \min$ (26)

1123-992

- 15 -

כיון שהמתימטיקה הכרוכה בניתוח פניית רדיוס מזערי חורגת מרמת הספר, נביא פיתוח מקורב.

את משוואת הכוח הצנטריפטלי (3) נרשום כך:

$$(27) \quad \frac{1}{2} P V^2 S C_l \sin \varphi = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R}$$

ולאחר צמצום ב- V^2 :

$$(28) \quad \frac{1}{2} P S C_l \sin \varphi = \frac{W}{gR}$$

אם זווית ההטייה φ היא גבוהה ($P < 70^\circ$) נוכל להניח בקרוב כי:

$$\sin \varphi = 1$$

ואז נרשום את (28) כך:

$$\frac{1}{2} P S C_l = \frac{W}{gR}$$

ומכאן נחלץ את רדיוס הפנייה R :

$$(29) \quad R = \frac{2W}{P S g C_l}$$

ברור מתוך (29) כי הרדיוס המינימלי יתקבל בפנייה במקדם עילוי מקסימלי. כלומר:

$$(30) \quad R_{\min} = \frac{2W}{P S g C_{l \max}}$$

הטיסה בפנייה לרדיוס מירבי היא במהירות המינימלית של הפנייה (כלומר טסים על סף ההזדקרות). הדחף במנוע חייב להיות המירבי האפשרי. זמן הפנייה, זווית ההטייה הם מסויימים. עלייה בגובה ובמשקל מגדילים את הרדיוס ומזערי.

השפעת גורם העומס על זמן הפנייה ורדיוס הפנייה

על-מנת להמחיש את השפעתו של גורם העומס על ביצועי הפנייה האופקית, נראה אותו כמשתנה יחיד בו תלויים רדיוס וזמן הפנייה. כלומר, נניח כי פרט לגורם העומס הכל קבוע. אף כי מצב כזה הוא תיאורטי הר"י שהוא מלמד על החשיבות הרבה של ה-ג'י.

אפשר להראות כי זמן הפנייה ניתן בביטוי:

$$(31) \quad t_{\frac{1}{2}} = \pi \sqrt{\frac{2W}{P S g^2 C_l}} \cdot \sqrt{\frac{n}{n^2 - 1}}$$

תרשים 142 מתאר את גוססה (31). ככל שעולה גורם העומס כן קטן זמן הפנייה.

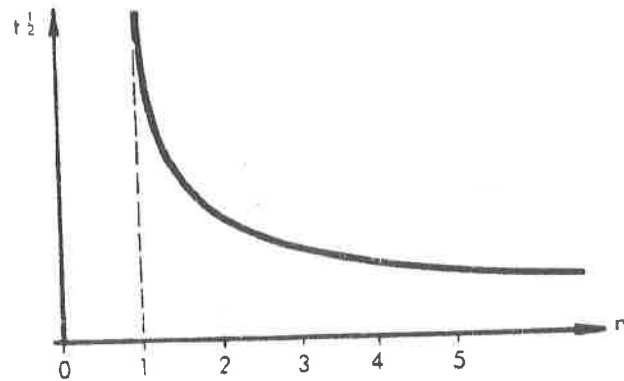
עבור מקדם עומס $n = 1$ יהיה זמן הפנייה $t_{\frac{1}{2}} = \infty$ שכן זו טיסה אופקית וישרה. עבור מקדם עומס אין-סופי $n = \infty$ יהיה זמן הפנייה $t_{\frac{1}{2}} = 0$, זה

המצב התיאורטי של פנייה בזווית הטייה של $\varphi = 90^\circ$. מתרשים 142 נראה כי הכושר לשאת ג'י גבוה משפיע על זמן הפנייה המזערי בצורה ניכרת.

$$(32) \quad R = \frac{2W}{P S g C_l} \cdot \frac{n}{\sqrt{n^2 - 1}}$$

1123 - 192

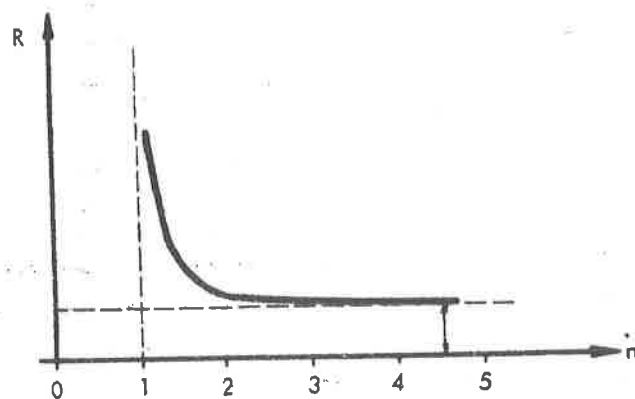
- 160 -



ציור מס' 142

הביטוי (32) מתואר בתרשים 143.

רדיוס הפניה קטן ככל שעולה גורם העומס, בטיסה אופקית וישרה בה $n = 1$ יהיה הרדיוס $R = \infty$. עבור גורם עומס אין-סופי $n = \infty$ ישאף רדיוס הפניה לערך סופי. השאיפה היא, כפי שנראה בתרשים מהירה מאד ולכן אין השפעה ניכרת לעמידות ב-"ג'י" על רדיוס הפניה.



ציור מס' 143

12. - עוטפת הטיסה

א. מברא

ידיעה ברורה על איכותו האווירודינמית של מטוס חשובה לצורך הכרת ביצועיו ולצורך השוואה בין מטוסים שונים, אם למשל, נערך רשימה של כמה ביצועים חשובים של שני מטוסי יירוט (כשר נסיקה, מהירות מזערית, מהירות מירבית, רדיוס פנייה מזערי וזמן פנייה מזערי) נוכל להשוות את איכותם היחסית ביירוט. שיטה זו היא קצת מסובכת ומפורטת מדי כיוון שטבלה של מספרים אינה מצביעה על כושרו הכללי של המטוס. גישה יותר יעילה היא לתאר את מגבלות המטוס מבחינת ה- "ג'י" והמהירות ואז לקבל תמונה בהירה על יכולתו. כיוון שגבול היכולת הוא אי היכולת (או המגבלה), הרי שמגבלות המטוס המתוארות גרפית "עוטפות" את כל ביצועי הטיסה האפשריים. עקומת המגבלות, הנקראת "עוטפת הטיסה", עונה על הבעיה של הצגה מידית ופשוטה של יכולת המטוס.

ב. מגבלות גורם העומס

ננסה עתה את מגבלות המהירות ומגבלות גורם העומס (ה- "ג'י") בצורה כללית לגבי מטוס כלשהו: עבור גורם העומס n יהיה הניסוח פשוט: אין זה משנה מהו סוג הביצוע אותו המטוס מבצע-גורם העומס יהיה לכל היותר גורם העומס המקסימלי המותר n_{max} , ולכל הפחות גורם העומס המינימלי המותר n_{min} . נוכל, אם כן, לתחום את n בין שתי מגבלות:

$$\begin{aligned} (1) \quad & n \leq n_{max} \quad \text{גבול עליון} \\ (2) \quad & n \geq n_{min} \quad \text{גבול תחתון} \end{aligned}$$

הגבולות n_{min} ו- n_{max} נקבעים על ידי חוזק מבנה המטוס, במיוחד על ידי מבנה הכנף. בטיסה אופקית וישרה מתחלק כל משקל המטוס W על שטח הכנף S . "עומס הכנף" מוגדר ככמות הקילוגרמים אותו נושא בממצע כל מטר מרובע של שטח הכנף:

$$\frac{W}{S} \quad \text{עומס הכנף בטיסה אופקית וישרה}$$

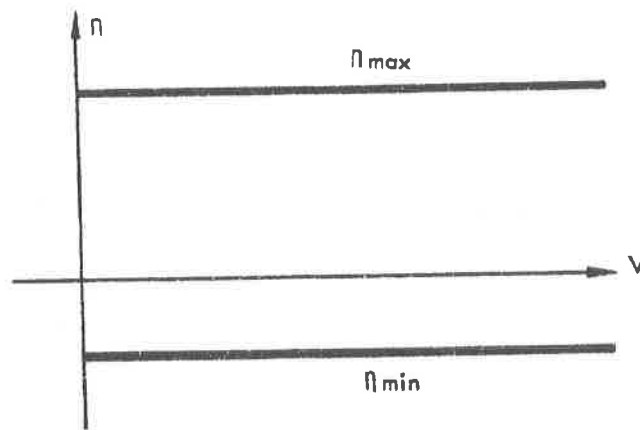
בטיסה כלשהי יהיה עומס זה היחס בין כוח העילוי L לבין שטח הכנף:

$$\frac{L}{S} = \frac{L}{W} \cdot \frac{W}{S} = n \cdot \frac{W}{S}$$

כלומר, עומס הכנף בטיסה מסוימת הוא עומס הכנף בטיסה אופקית וישרה מוכפל ב- "ג'י" של הטיסה. לכן בתמרון ב- "ג'י" גבוה יהיה עומס גבוה על הכנף ומבחינת החוזק דרוש גבול מסוים המבוסס על ידי n_{max} . תרשים 144 מראה את המגבלות (1), (2). קואורדינטות הגרף הן n והמהירות V .

1123-992

- 162 -



ציור מס' 144

ג. מגבלות המהירות

לגבי המהירות V קיים גבול עליון של מהירות מקסימלית V_{max} התלויה בעיקר בחוזק המנוע. כלומר נוכל להוסיף את המגבלה:

(3) $V \leq V_{max}$ גבול עליון

נותר לדרון בעוד מגבלה אחת והיא מגבלת המהירות המינימלית V_{min} . לכל ביצוע יש מהירות מינימלית אשר מתחתיה לא יוכל המטוס לבצעו. בטיסה אופקית וישרה, למשל, מהירות זו היא מהירות ההזדקרות V_{stall} :

$$V_{stall} = \frac{2W}{\rho S C_{lmax}}$$

המהירות המינימלית למצב טיסה מסוים היא כ-ד"כ מהירות ההזדקרות של אותו מצב טיסה, אף כי יש מקרים יוצאי דופן כמו טיסה אנכית כלפי מעלה בה המונח "מהירות הזדקרות" הוא מעורפל וכן, למשל, בהמראה אנכית. נמצא עתה את הקשר בין גורם העומס η למהירות המינימלית V_{min} של ביצוע כלשהו: בטיסה אופקית וישרה קיים שוויון בין העילוי למשקל:

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

שוויון זה אפשר לרשום גם כך:

(4) $W = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 S C_{lmax}$

עבור טיסה כלשהי. נכון תמיד (לפי הגדרה) השוויון:

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

אבל שוויון זה אפשר לרשום כך:

(5) $L = \frac{1}{2} \rho V_{min}^2 S C_{lmax}$

1123-992

-163-

כאשר V_{min} היא המהירות המינימלית לביצוע המסויים ו- C_{lmax} הוא מקדם העילוי המקסימלי. צורת הרישום (5) דומה מאוד ל-(4). ואמנם כשם שמהירות ההזדקרות בטיסה אופקית וישרה, V_{stall} , מושגת במקדם העילוי המקסימלי כך מושגת המהירות המינימלית בטיסה אחרת, V_{min} , באותו מקדם עילוי מקסימלי. נחלק את המשוואה (5) במשוואה (4) ונקבל:

$$(6) \quad \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho V_{min}^2 C_{lmax}}{\frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{lmax}} = \frac{V_{min}^2}{V_{stall}^2}$$

אבל גורם העומס לפי הגדרתו הוא:

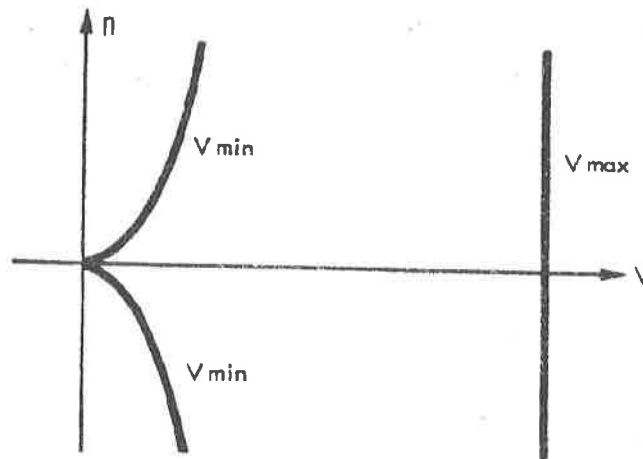
$$\Pi = \frac{L}{W}$$

ולכן נקבל מתוך (6):

$$(7) \quad V_{min} = \Pi V_{stall}$$

וזוה הקשר אותו חיפשנו. עבור מטוס מסויים וגובה מסויים קבועה מהירות ההזדקרות בטיסה אופקית וישרה V_{stall} , כך שהקשר (7) בין גורם העומס Π המהירות המינימלית V_{min} , מתאר פרבולה.

משוואה (7) היא הגבול התחתון עבור המהירות. בתרשים 145 מתואר הגבול העליון (3) של המהירות והגבול התחתון. יש לזכור כי הגבול התחתון (7) הוא סימטרי לגבי "ג'י" חיובי ושלילי.



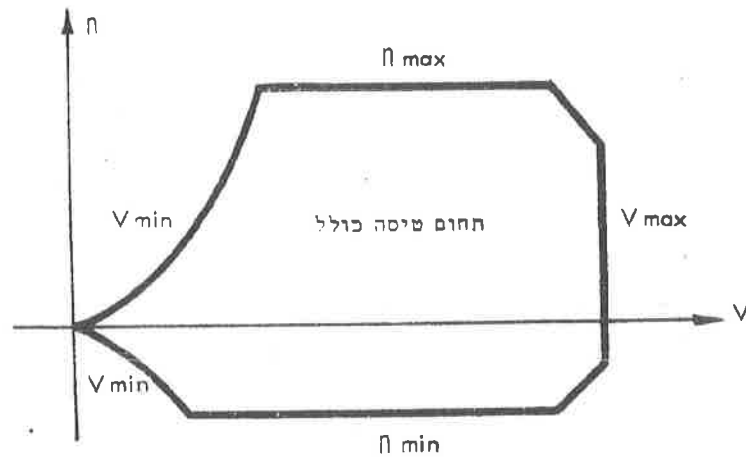
ציור מס' 145

עוטפת הטיסה

בסעיפים הקודמים הגדרנו את מגבלות המהירות וגורם העומס. עתה נשרטט את כל המגבלות ביחד (כלומר נצרך את התרשימים 144, 145), ונקבל את התרשים 146. את הזווית הישרה שבין V_{max} ו- Π_{max} ו- Π_{min} נהוג לחתוך מטעמי בטיחות: טיסה בקרבת שתי מגבלות היא מסוכנת.

1123-992

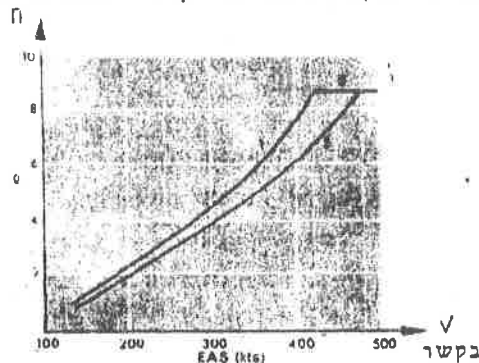
- 164 -



ציור מס' 146

תרשים 146 מתאר את "עוטפת הטיסה" או דיאגרמת $V-n$. "עוטפת הטיסה" מהווה מסגרת כוללת לכושר המטוס. כיון שהיא מראה את מגבלותיו הרי ברור כי כל ביצוע שהוא יעשה בתוך שטח העוטפת. הדיאגרמה מראה גם מיד את איכות המטוס. באופן כללי, אם כי לא לגמרי מדויק, ניתן לאמור כי ככל שהעוטפת גדולה יותר, וטווח המגבלות גבוה יותר - כן יהיה המטוס רבגוני יותר מבחינת יכולת התמרון. ברור גם כי לכל סוג מטוס (קרב, תובלה, סיור) יש עוטפת בעלת אופי מיוחד. יש לזכור כי העוטפת היא לנובה מסויים. בגובה אחר תהיה מהירות ההזדקרות בטיסה אופקית וישרה, V_{stall} , שונה וכן תשתנה גם המהירות המירבית כך שהתחום הכולל בעוטפת יהיה שונה.

תרשים 147 מראה את חלקה השמאלי העליון של עוטפת הטיסה של המטוס "יגואר".

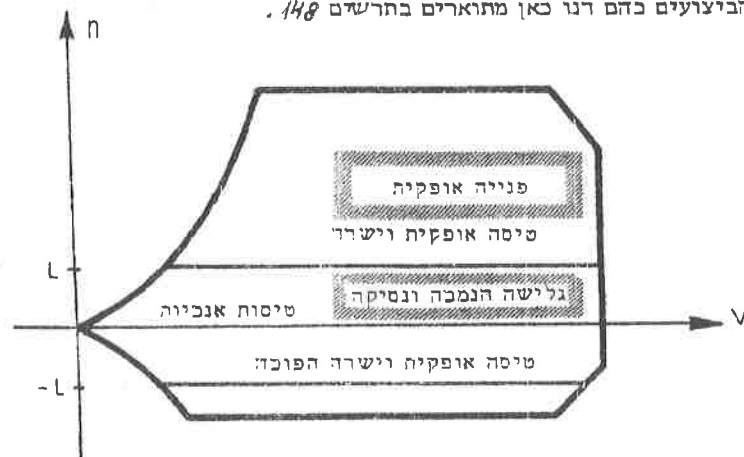


1. כנפון בחרץ
2. כנפון בפנים
3. הגבול $n=8.6$

ציור מס' 147

ה. קווים מיוחדים בעוטפת הטיסה

- ביסוד עוטפת הטיסה מונח הרעיון כי המהירות וגורם העומס (בגובה מסוים) מאפיינים את מצב הטיסה. ננתה עתה את מקומם הגיאומטרי של כמה ביצועים על גבי עוטפת הטיסה.
- א. טיסה אופקית וישרה: טיסות אלו מאופיינות על ידי $n=1$. לכן יתאר הקו $n=1$ את כל מצבי הטיסה האופקית והישרה בגובה הנידון. נקודת החיתוך של קו זה עם הקו של מגבלת n_{min} היא במהירות ההזדקרות של טיסה אופקית וישרה. באופן דומה יתאר הקו $n=-1$ טיסה אופקית וישרה הפוכה.
- ב. בטיסות אנכיות כלפי מעלה וכלפי מטה בקו ישר ובמהירות קבועה יהיה ה- $"ג"$ $n=0$. לכן מתוארות טיסות אלה על ידי ציר המהירות V . החלק הקרוב לציר ה- n יתאר את הטיסה כלפי מעלה (כאשר מהירותה המינימלית התיאורטית היא אפס) והחלק הקרוב למגבלת V_{max} יתאר את הטיסה האנכית כלפי מטה.
- ג. בצורה דומה אפשר לתאר ביצועים נוספים. גלישה, הנמכה ונסיקה, למשל, הם ביצועים בהם $0 < n < 1$. כלומר התחום שבין הקו $n=0$ והקו $n=1$. בפנייה אופקית יהיה $n > 1$ וחזו התחום שבין $n > 1$ ו- n_{max} . עבור אותם ביצועים כשהמטוס הפוך יתאימו התחומים שבחלקה התחתון של עוטפת הטיסה. הביצועים כהם רנו כאן מתוארים בתרשים 148.

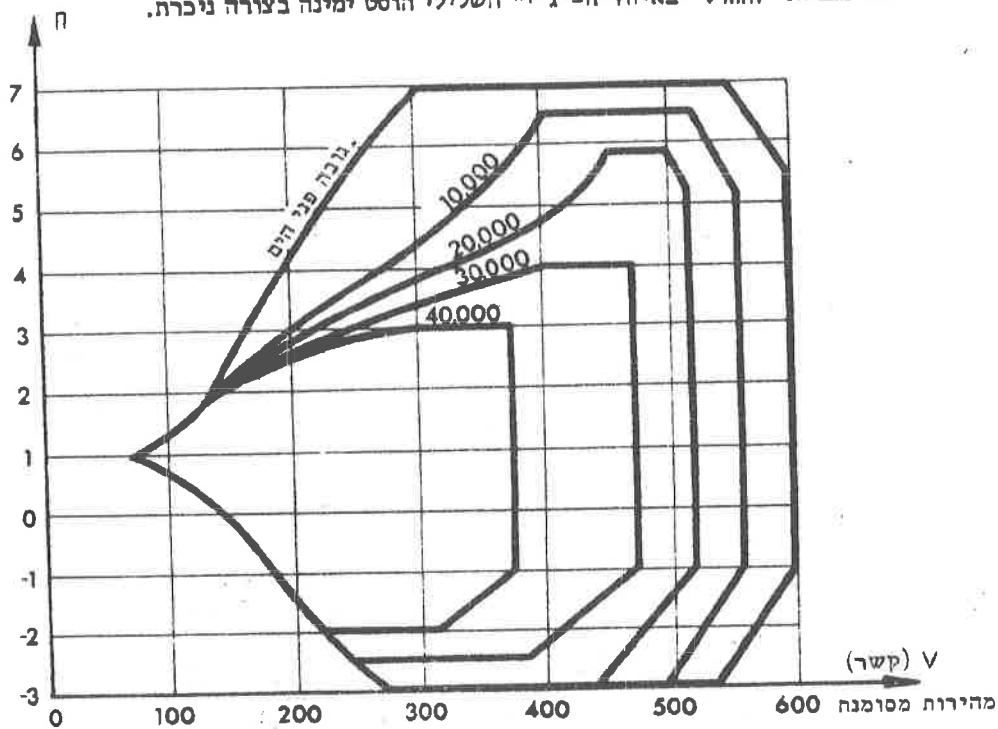


ציור מס' 148

1. גורמים המשפיעים על עוטפת הטיסה

- מגבלת גורם העומס המירבי n_{max} , מוכתבת בעיקר ע"י חוזק הכנף. אם המטוס חורג מהמגבלה ונוצר $"ג"$ העולה על המותר יש סכנה של התעוותות הכנף. במגבלות ה- $"ג"$ השלילי נלקחת בחשבון הפיסיולוגיה של הטייס המגבילה אותו לסביבות ה- $n=-3$.
- המהירות המירבית תלויה בחוזק המנוע ובאווירודינמיקה המטוס, במיוחד במקדם התנגדות החיכוך והצורה שהוא הקובע במהירויות הגבוהות.

האוויר דינמיקה היא שמשפיעה גם על מגבלת המהירות המינימלית. ככל שיהיה מקדם העילוי המקסימלי גבוה יותר כן תהיה מהירות ההזדקרות נמוכה יותר. השפעה חזקה במיוחד יש לצפיפות. תרשים 144 מראה את עוטפת הטיסה של מטוס קרב מהיר בגבהים שונים. העוטפת היא עבור מהירות מסומנת ולכן צורתה שונה במקצת מזו שנדונה כאן. כמו-כן חריפות יותר ההגבלות של מהירות נמוכה ו-"ג'י" שלילי. הקו של מגבלת V_{min} באיזור ה-"ג'י" השלילי הוסט ימינה בצורה ניכרת.



ציור מס' 144

2. השפעת מכת רוח על גורם העומס

השפעה מעניינת יש למכות רוח פתאומיות הניצבות לכיוון הטיסה. מכת רוח כזו משנה את כיוון הזרימה ואת העילוי על הכנף. לכן משתנה גם גורם העומס. המקור למכות רוח כאלה הם מערבולות הפזזות באופן אקראי באטמוספירה. תרשים 150 מתאר את דיאגרמת המהירויות ליד פרופיל הכנף. רכיב המהירות מכת הרוח הוא U . כתוצאה ממנו יש עלייה בזווית ההתקפה בשיעור $\Delta\alpha$. המהירות U היא קטנה ביחס למהירות V , לכן תהיה העלייה בזווית ההתקפה:

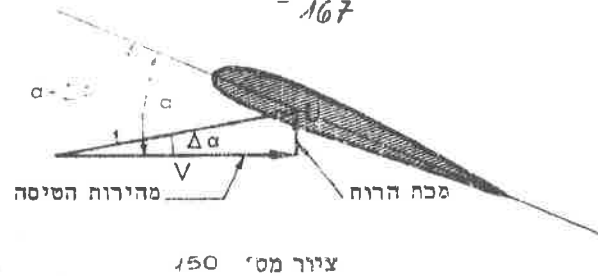
$$\Delta\alpha = \frac{U}{V} \Delta\alpha = \frac{U}{V}$$

הקשר בין מקדם העילוי C_L לזווית ההתקפה α הוא:

$$C_L = 2\pi(\alpha - \alpha_{01})$$

433-492

- 167



כאשר α היא זווית אפס עילוי. זווית זו היא קבועה והיא תכונה של הפרופיל. שינוי בזווית ההתקפה בשיעור $\Delta \alpha$ יביא לשינוי במקדם העילוי בשיעור ΔC_l :

$$\Delta C_l = 2\pi \Delta \alpha = 2\pi \cdot \frac{U}{V}$$

והשינוי המתאים בעילוי יהיה:

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho V^2 S \Delta C_l = \frac{1}{2} \rho V^2 S \cdot \frac{U}{V} \cdot 2\pi = \pi \rho S V U$$

כתוצאה מכך תהיה התוספת לגורם העומס $\Delta \Pi$:

$$\Delta \Pi = \frac{\Delta L}{W} = \frac{\pi \rho S V U}{W} = \frac{\pi \rho V U}{\frac{W}{S}}$$

כלומר מכת הרוח מעלה את ה-"ג'י" באופן יחסי למהירותה. תוספת זו תלויה גם במהירות הטיסה בגובה ובעומס הכנף.

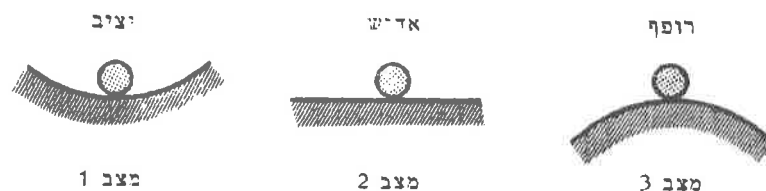
13. - יציבות אורכית

א. מ. ב. א.

אחד המושגים הבסיסיים ביותר בחקר התנועה הוא מושג היציבות. קנה-מידה ליציבות-תו של גוף הוא צורת התנהגותו לאחר הפרה של שיווי המשקל שלו. גוף יציב ישאף לאחר ההפרה לחזור למצבו הראשוני - הקודם להפרה. הטיסה היא תהליך המלווה בהפרות רבות של שיווי המשקל. סיבות ההפרות יכולות להיות מערבולות אוויר, משבי רוח, הטיית פתאומיות של הדגאים ושינויים במקומו של מרכז הכובד (הצנחת משאות). כיוון שכך כרוכה כל טיסה בהנדדות ומוכן ששואפים ליציבות התנדדות. הבעייה המתעוררת היא שמטוס יציב מדי הוא קשה להכרון ו- להיפך. יש מקרים, כמו במטוסי קרב, בהם מעוניינים בכדור תמרון גבוה ויציבות רבה מדי עלולה להפריע. לכן משתדלים למצוא את השילוב הטוב ביותר שבין יציבות המטוס לכדור התמרון שלו, בהתחשב במוכן ביעודו של המטוס הנדון.

ב. יציבות סטטית ויציבות דינמית

ההבדלה הפשוטה ביותר בין מצבי היציבות היא לגבי גוף במנוחה. נתבונן בכדור ה- מונח על משטחים שונים (תרשים 151). כאמור חיקבע היציבות לפי התנהגות הגוף ל- אחר הפרת שיווי משקלו. לאחר הפרה במצב 1 ישאף הגוף לחזור למצבו הראשוני ש- לפני ההפרה ולכן זהו מצב של שיווי משקל יציב. לאחר הפרה במצב 3, לעומת זאת, ימשיך הכדור להתרחק ממצבו הראשוני שלפני ההפרה ולכן זהו מצב של שיווי משקל רופף, או בלתי יציב. מצב 2 מתאר את ה"גבול" שבין שני המצבים הקודמים. הכדור ישאר במקום החדש לאחר ההפרה מבלי שישאף לחזור למצבו הראשוני או ל- הגדיל את ההפרעה. זהו מצב של שיווי משקל אדיש.



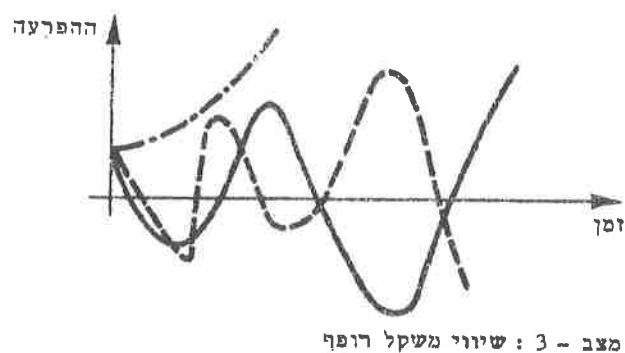
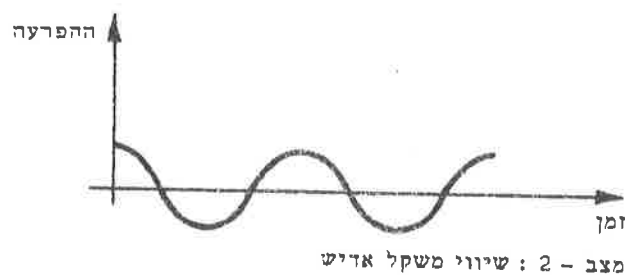
ציור מס' 151

בסעיף הקודם טיפלנו בשיווי משקל סטטי של גוף עומד. הדיון בשיווי המשקל וביציבות של גוף נע, כמו מטוס, הוא קצת יותר מסובך כיון שמדובר על שיווי משקל דינמי ועל יציבות דינמית. כלומר מצב שיווי המשקל של הגוף הוא מצב מסוים של תנועה. שוב, יהיה כאן קנה המידה ליציבות - צורת התנהגותו של הגוף לאחר ההפרה. תרשים 152 מראה כמה אפשרויות של תגובת גוף נע להפרה ממצב התנועה המקורי. התרשים מתאר את השינוי בהפרעה, עם הזמן t , לאחר מתן הפרעה ראשונית מכוונת. במצב

1123 - 992

- 169 -

1 נראית ההפרעה כשהיא נחלשת עם הזמן. אומרים כי ההפרעה דועכת או מתרסנת ו-
הגוף בשיווי משקל יציב (או יציב מבחינה דינמית). במצב 3 מתואר המקרה ההפוך:
ההפרעה הולכת וגדלה. זהו שיווי משקל רופף (או אי יציבות דינמית) ואומרים כי ה-
הפרעה מתבדרת. המקרה הגבולי שכין ריטון התבדרות מתואר במצב 2. זהו שיווי
משקל אדיש בו ההפרה היא מחזורית עם הזמן (הגוף אדיש מבחינה דינמית).



ציור מס' 152

כאשר דנים כיציבותו של מטוס יש צורך לבדוק את היציבות סביב כל צירי התנועה
שלו: עלרוד, סכסוב וגלגול. ביציבות העלרוד בודקים את תגובת המטוס לשינוי פת-
אומי בזווית ההתקפה: האם ההפרה (והתנודה הנוצרת בעקבותיה) תתרחס או תתבדר?

42-013

בצורה דומה בודקים את חגורת המטוס לשינוי פתאומי בזווית הטייה (יציבות גלגול) ובזווית הסבסוב (יציבות כיוון). המצב הרצוי הוא ריסון של כל הפרה בכל כיוון.

ג. יציבות אורכית

איכותה של היציבות האורכית נובעת מהתנגדות המטוס לאחר הפרה בזווית ההתקפה שלו. הפרה כלשהי בזווית ההתקפה משנה את הכוחות האווירודינמיים הפועלים על המטוס, ובתוצאה מכך ישנה מובנט העלרוד. אבל שינוי ממומנט העלרוד יבוא לשינוי חדש בזווית ההתקפה ונוצר מצב של שינוי זווית ההתקפה הגורם לשינוי מומנט עלרוד הגורם לשינוי זווית ההתקפה וכך הלאה. אם הנהליך הוא מתרסן והשינויים הולכים וקטנים) המטוס יציב בעלרוד ואם הנהליך הוא מתברר יגיע המטוס תוך כמה תנודות למצב אשר לא יאפשר את המשך הטייה (למשל הזדקרות). את מומנט העלרוד מסמנים באות M . כושכים אותו סביב למרכז הכובד של המטוס וזוהי דיוכי כאשר הוא שואף להרים את אף המטוס. תרשים 153.



ציור מני 153

למומנט העלרוד M חירמים חלקים שונים של המטוס: הכנף, מייצב הגובה ועוד. בטיסת שיווי משקל בר איז שינויים בזווית ההתקפה יהיה מומנט העלרוד אפס.

כלומר: $M = 0$ (1)

טיסת מסוג זה הן, למשל, כל הביצועים שלוונו עד כה (כולל פניה אופקית). טיסה שבה המשוואה (1) אינה מחקימת היא, למשל, הלולאה. בה משנה הטייה את מומנט העלרוד (ולכן את זווית ההתקפה) ע"י הגה הגובה.

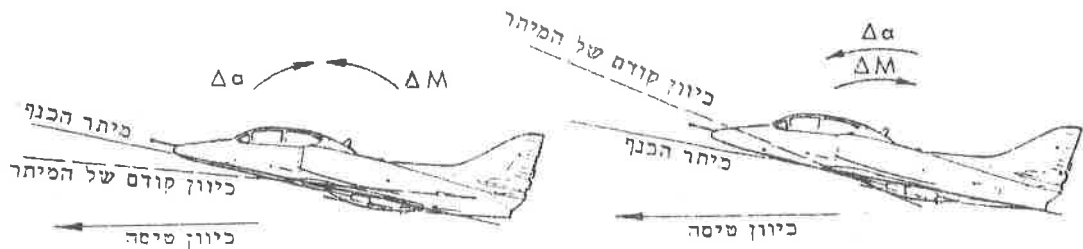
מומנט העלרוד M תלוי בזווית ההתקפה α . אם, מסיבה כלשהי, יהיה שינוי בזווית ההתקפה בשיעור $\Delta\alpha$, הרי שיתעורר שינוי מתאים גם במומנט העלרוד M , בשיעור ΔM . זווית ההתקפה חיובית היא במצב טיסה בו מיתר הכנף מורם ביחס ל-כיוון הטיסה (מצב הטיסה הרגיל). אם השינוי בזווית ההתקפה $\Delta\alpha$, הוא חיובי (האף עולה) כלומר $\Delta\alpha > 0$ נוזה מעוניינים שיתעורר מומנט כזה אשר יוריד את אף המטוס חזרה כלומר $\Delta M < 0$ ולהיפך. אם $\Delta\alpha < 0$ נדרש לצורך יציבות $\Delta M > 0$. דרישות אלו ניתן לסכם בצורה מתמטית באי השוויון:

$$(2) \quad \frac{\Delta M}{\Delta \alpha} < 0$$

הסיבה לניסוח תנאי היציבות בעלרוד בצורה (2) היא שאנו מעוניינים בסימנים הפוכים בין ΔM ו- $\Delta\alpha$ כך שבחילוק המנה תגיד שלילית. תרשים 154 מודגים את דרישות היציבות בעלרוד.

1123-492

- 171 -



ציור מס' 154

כדי להקל על הדיון, נהוג לרשום את תנאי היציבות בעלרוד בצורה שונה במקצת. מגדירים מקדם מומנט עלרוד : מקום זה הוא חסר ממד (כמו מקדם העילוי ומקדם ההתנגדות) ובעזרתו רושמים את מומנט העלרוד בצורה אווירודינמית:

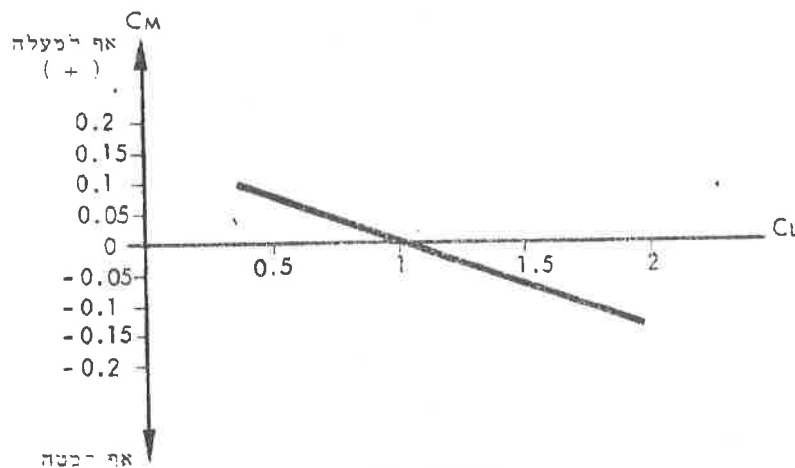
$$(3) \quad M = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C} C_M$$

כאשר $\bar{C}$ המיתר הממוצע. אם מדברים על שינוי במומנט בשיעור ΔM , במצב טיסה מסויים, הרי הכונה היא לשינוי במקדם המומנט בשיעור ΔC_M . באופן דומה נוכל לרשום במקום השינוי בזווית ההתקפה $\Delta \alpha$, שינוי במקדם העילוי בשיעור ΔC_L . רשום זה נכון רק מתחת לזווית ההזדקרות. מעל זווית ההזדקרות וכן בקירבת ההזדקרות עצמה הקשר בין α ל- C_L הוא כזה ששוב אי אפשר להחליף את $\Delta \alpha$ ב- ΔC_L .

עתה נוכל לרשום את תנאי היציבות (2) בצורה:

$$(4) \quad \frac{\Delta C_M}{\Delta C_L} < 0$$

הגודל $\frac{\Delta C_M}{\Delta C_L}$ נקרא "מקדם היציבות בעלרוד" וכתנאי ליציבות דרוש כי יהיה שלילי. תלות אופינית בין מקדם המומנט C_M למקדם העילוי C_L מודגמת בתרשים



ציור מס' 155

155. מקדם המומנט C_m , הוא סכום מקדמי המומנט של חלקים שונים במטוס. עתה נדון בתרומה המיוחדת לכל חלק.

תרומת הכנף למומנט העלרוד

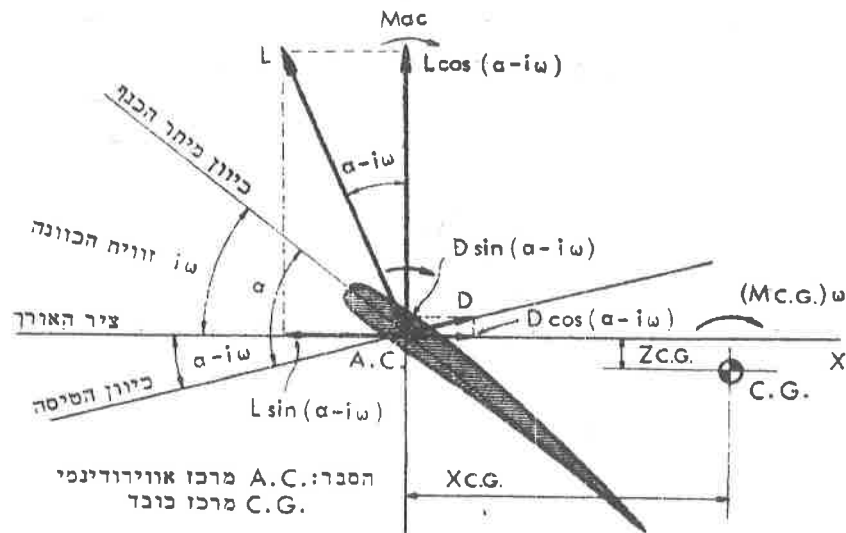
כדי לקבוע את תרומת הכנף למומנט העלרוד, נתבונן בגיאומטריית הכוחות הפועלים על הכנף. (תרשים 156). התרשים-מחאר את העילוי וההתנגדות כשהם פועלים במרכז האווירודינמי של הכנף. כזכור, המרכז האווירודינמי של פרופיל הוא אותה נקודה, אשר אם נעתק אליה את העילוי וההתנגדות, הרי המומנט אשר נסיף סביבה (לאיזון ההתקפה) $M_{A.C.}$ אינו תלוי בזווית ההתקפה. כלומר אם נרשום:

$$(5) \quad M_{A.C.} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C} C_{MAC}$$

כאשר C_{MAC} הוא מקדם המומנט סביב המרכז האווירודינמי, נקבל:
 $C_{MAC} = \text{Constant}$

ואם נשנה את זווית ההתקפה בשיעור $\Delta \alpha$ לא יהיה שינוי במקדם המומנט C_{MAC} : כלומר:

$$(6) \quad \Delta C_{MAC} = 0$$



ציור מס' 156

מומנט העלרוד אותו יוצרת הכנף סביב מרכז הכובד $(Mc.G.)w$ יהיה:

$$(Mc.G.)w = M_{A.C.} + L \cos(\alpha - iw) \cdot X_{C.G.} - L \sin(\alpha - iw) Z_{C.G.} + D \sin(\alpha - iw) \cdot X_{C.G.} + D \cos(\alpha - iw) Z_{C.G.}$$

חוצאה זו מתקבלת ע"י פרוק העילוי וההתנגדות (תרשים 156) לרכיבים, בכיוון ובניצב לציר האורך של המטוס, ולקוחה המומנטים המתאימים סביב מרכז הכובד. נוכל לרשום בצורה יותר פשוטה את $(Mc.G.)w$ אם נניח כמה הנחות מקלות:

- א. כוח ההתנגדות D קטן ביחס לכוח העילוי L : $D < L$.
 ב. מרחק מרכז הכובד מציר המטוס - $Z_{C.G.}$ - יתן ממרחק מרכז הכובד מהמרכז האווירודינמי של הכנף $X_{C.G.}$: $Z_{C.G.} < X_{C.G.}$.
 ג. הזווית $(\alpha - i\omega)$, ההפרש בין זווית ההתקפה לזווית ההכוונה, הוא מספיק קטנה כדי שיתקיים $\cos(\alpha - i\omega) = 1$.
 אם נבצע את הקרובים המתאימים נקבל עבור מומנט הכנף:

$$(M_{C.G.})_{\omega} = M_{A.C.} + L \cdot X_{C.G.}$$

או

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C}_l(C_M)_{\omega} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C}_l C_{MAC} + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{Ll} X_{C.G.}$$

כאשר $(C_M)_{\omega}$ הוא מקדם מומנט העלרוד של הכנף. מכאן:

$$\bar{C}_l(C_M)_{\omega} = \bar{C}_l C_{MAC} + C_{Ll} X_{C.G.}$$

ואם ניתן שינוי קטן ΔC_{Ll} מקדם העילוי C_{Ll} נקבל:

$$\bar{C}_l \Delta(C_M)_{\omega} = \bar{C}_l \Delta C_{MAC} + X_{C.G.} \Delta C_{Ll}$$

אבל $\Delta C_{MAC} = 0$ מתוך (6) ולכן:

$$\bar{C}_l \Delta(C_M)_{\omega} = X_{C.G.} \Delta C_{Ll}$$

או

$$(7) \quad \frac{\Delta(C_M)_{\omega}}{\Delta C_{Ll}} = \frac{X_{C.G.}}{\bar{C}_l}$$

כאמור, לצורך יציבות דרוש שהגודל ב- (7) יהיה שלילי. מכאן שכדי שתרומת הכנף ליציבות בעלרוד תהיה מיצבת דרוש:

$$(8) \quad X_{C.G.} < 0$$

ופרוש הדבר שמרכז הכובד של המטוס צריך להמצא בין המרכז האווירודינמי של הכנף לכין אף המטוס, כדי שהכנף תהיה מיצבת בעלרוד.
 העובדה האחרונה מומחשת, בתרשים 157, מבחינה פיסיקלית. במצב 1 מתואר מטוס בו מרכז הכובד נמצא אחרי המרכז האווירודינמי של הכנף. אם זווית ההתקפה תעלה פתאום, יעלה גם כוח העילוי אשר יצור מומנט שירים את אף המטוס. אבל עלייה באף המטוס היא עלייה בזווית ההתקפה ושוב עלייה בעילוי וחוזר חלילה עד הזדקרות המטוס.
 זהו המצב הלא יציב. המצב היציב הוא מצב 2. מרכז הכובד נמצא לפני המרכז האווירודינמי של הכנף. אם זווית ההתקפה עולה גובר העילוי ומחזיר את האף למצבו הקודם. כאן $X_{C.G.} < 0$ בדרוש.

מהנתוח ה-נ"ל נובע כי אם מקום מרכז הכובד יתלכד עם מקום המרכז האווירודינמי של הכנף לא תהיה לכנף כל תרומה, מיצבת או אי-מיצבת, ליציבות המטוס. כי אז יהיה $X_{C.G.} = 0$ ומקדם כניצבות של הכנף יהיה:

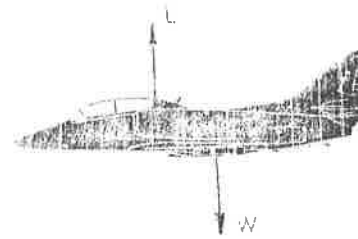
157

158

$$\frac{\Delta(C_M)_0}{\Delta C_L} = 0$$



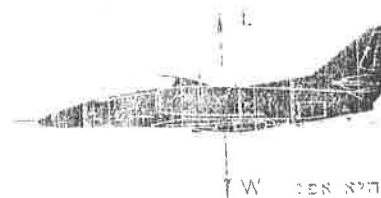
מצב יציב



מצב לא יציב

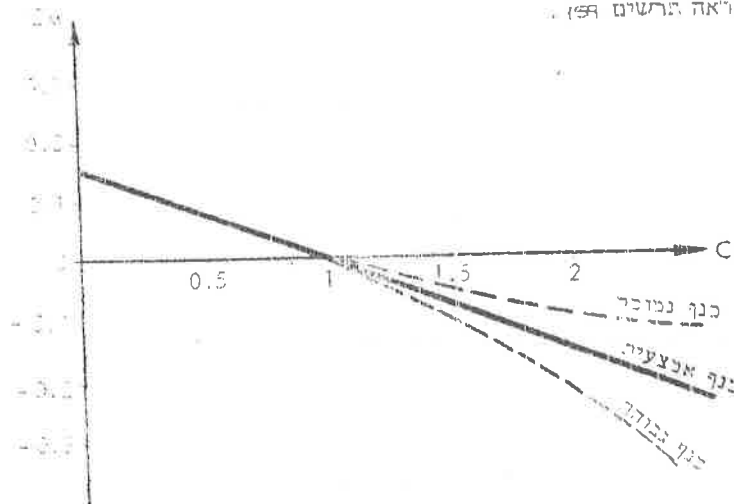
ציור מס' 157

מובן זה מתואר בחרישים 158. ובמצאות קשה לזיהוי, הדום מרכז הכובד העליון בהתאם למצבי העמדה, כמות יציבות העומס. ובמרכזה המשיטות הוא נמצא אזור המרכז האווירודינמי של הכנף. לכן ב- ה"ב תרומת הכנף העליונה בעצמה היא בדרך כלל מיוערת



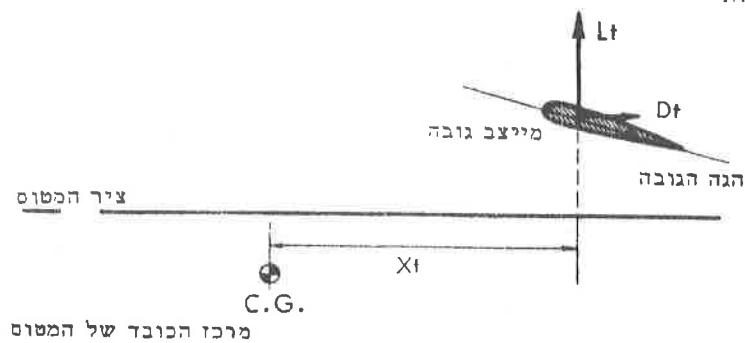
כמות היציבות היא 158
ציור מס' 158

הערה: במהלך הנתיב הזנחנו את מרחקו של מרכז הכובד מציור האורך של המטוס. $Z.C.G.$ הזווית זו היא מוצדקת במצבי מידת רגילים: מדרג העילוי C_L נמדד כ- כפי שמראה תרשים 159.



ציור מס' 159

כדי לאפשר למטוס תנועה מבוקרת בעלרוד יש צורך בשליטה של הטייס על מומנט העלרוד. שליטה זו מתבטאת ע"י מייצב והגה הגובה. נדון תחילה בתרומת המייצב (כולל ההגה) כאשר אין כל הטייה של ההגה. תרשים 160 מראה את הגיאומטריה של מייצב הגובה.



ציור מס' 160

בהזנחות דומות לאלו שעשינו בסעיף הקודם נוכל לרשום את מומנט העלרוד של המייצב בצורה:

$$(M_{CG})_t = -L_t X_t \quad (10)$$

כאשר L_t הוא העילוי על המייצב ו- X_t המרחק בין המרכז האווירודינמי של המייצב לבין מרכז הכובד של המטוס. סימן המינוס בא כיון שזה מומנט השואף להוריד את אף המטוס. המומנט סביב המרכז האווירודינמי של המייצב הוא אפס כיון שפרופיל המייצב הוא סימטרי.

בחישוב עילוי מייצב הגובה מתעוררים כמה קשיים: מהירות הזרימה באיזור הזנב אינה המהירות הרגילה של הטיסה V , כיון שיש השפעה של שרשרת המערבולות אותו יוצרת הכנף ושל זרם הפרופלר או הסילון. לכן רושמים את מהירות האוויר ליד הזנב V_t .

$$V_t^2 = \eta V^2 \quad (11)$$

כאשר η הוא גורם חיקון במטוסי בוכנה $\eta > 1$ (בערך 1.05).
במטוסי סילון $\eta < 1$ (בערך 0.95).

ועתה נוכל לרשום את עילוי המייצב בצורה:

$$L_t = \frac{1}{2} \rho V_t^2 \eta C_L S_t \quad (12)$$

כאשר S_t שטח המייצב ו- C_L מקדם העילוי של המייצב.
מומנט המייצב יהיה אם כך:

$$(M_{CG})_t = -\frac{1}{2} \rho V_t^2 \eta C_L S_t X_t$$

או:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C} (C_M)_t = -\frac{1}{2} \rho V^2 \eta C_L S_t X_t$$

1123-992

- 176 -

כאשר $(C_M)_t$ הוא מקדם מומנט העלרוד של מייצב הגובה. מכאן:

$$(13) \quad (C_M)_t = -\eta_t \frac{S_t}{S} \cdot \frac{X_t}{C} \cdot C_{L_t}$$

כדי לקבל את מקדם היציבות בעלרוד של מייצב הגובה, יש לדעת מה יהיה השינוי במקדם העילוי של מייצב הגובה, ΔC_{L_t} , כאשר נשנה את מקדם העילוי של הכנף בשיעור ΔC_L . ניתוח מדויק הוא מסובך ואנו נסתפק בקרוב הבא:

$$\Delta C_{L_t} = A \cdot \Delta C_L$$

כלומר השינוי במקדם העילוי של המייצב יחסי לשינוי במקדם העילוי של הכנף. A הוא מספר קבוע ובקרוב $A=0.5$. השינוי המתאים במקדם מומנט העלרוד של המייצב יהיה:

$$\Delta(C_M)_t = -\eta_t \frac{S_t}{S} \cdot \frac{X_t}{C} \cdot \Delta(C_{L_t}) = -\eta_t \frac{S_t}{S} \cdot \frac{X_t}{C} \cdot A \Delta C_L$$

ומכאן נקבל את מקדם היציבות של מייצב הגובה:

$$(14) \quad \frac{\Delta(C_M)_t}{\Delta C_L} = -\eta_t A \frac{S_t}{S} \cdot \frac{X_t}{C}$$

אם מייצב הגובה נמצא אחרי הכנף, במקובל במרבית המטוסים, יהיה $X_t > 0$ והביטוי ב-(14) יהיה תמיד שלילי. כלומר תרומת מייצב הגובה ליציבות האורכית היא תמיד מייצבת. עובדה זו היא גם ברורה מבחינה פיסיקלית. כאשר זווית ההתקפה של המטוס גדלה, כבת אחת, גדל גם העילוי של מייצב הגובה. כיון שהמייצב נמצא מאחורי מרכז הכובד יוצר מומנט אשר יוריד את אף המטוס (תרשים 161).



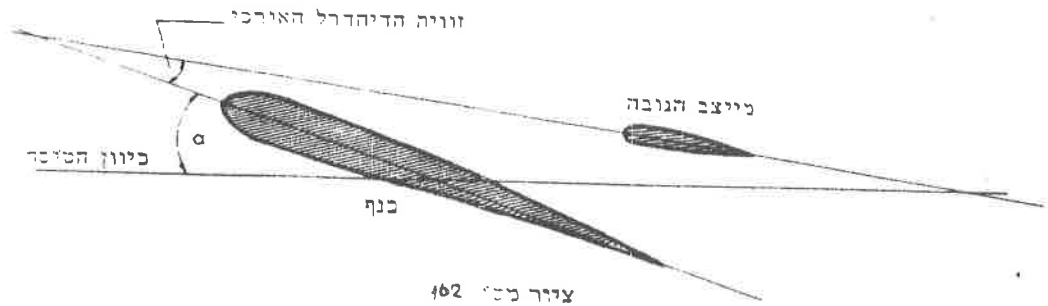
ציור מס' 161

1. הדיהדרל האורכי

מייצב הגובה הוא על-פי רוב הגורם היחיד המביא ליציבות בעלרוד ולכן רצוי שתרו-מתו למומנט העלרוד תהיה עד כמה שאפשר יותר גבוהה. כדי לשפר את תרומתו של מייצב הגובה ליציבות בעלרוד, נהגים לבנות את המייצב כך שזווית ההכוונה שלו והזווית הקבועה שבין הכנף לבין פיר האורך של המטוס... תהיה קטנה מזווית ההכוונה של הכנף. לזווית הנוצרת בין מיתר המייצב למיתר הכנף קוראים "זווית הדיהדרל האורכי" (תרשים 162). הדיהדרל האורכי מביא לכך שכ-אשר משתנה זווית ההתקפה הכללית תהיה רעלייה היחסית בזווית ההתקפה של המייצב יותר גבוהה מהעלייה בזווית ההתקפה היחסית של הכנף.

דוגמה: מטוס בו זווית הדיהדרל האורכי היא 2° טס בזווית התקפה של הכנף בת 3° זווית ההתקפה של מייצב הגובה תהיה לכן 1° . אם נניח כי אף המטוס מתרומם ולמשל

- 177 -



עקב מישב רוח ב- 1° תהיה זווית ההתקפה של הכנף 4° ושל המייצב 2° . כלומר השינוי בזווית ההתקפה של הכנף הוא 33% ובזווית ההתקפה של המייצב השינוי הוא 100% . מכיון שהעילוי עולה עם זווית ההתקפה, יוצא כי עילוי המייצב עולה בשיעור הרבה יותר גבוה (באופן יחסי) מזה של הכנף, ונטיית המטוס להורדת האף מוגברת עקב הדיהדרל האירכ.

תרומת הגוף ליציבות בעלרוד

הזרימה חוקפת את גוף המטוס בזווית התקפה מסוימת α_{fus} . כפי שמראד תרשים 163, זרימה כזו יוצרת מומנט השואף להרים את אף המטוס.



עבור גוף סימטרי לגמרי, וללא כנפיים, נתון מומנט זה ע"י:

$$M_{fus} = \pm \frac{1}{2} \rho V^2 (Vol) \cdot 2 \alpha_{fus} \quad (15)$$

כאשר (Vol) הוא נפח הגוף. עבור גוף בסיסי של מטוס, שאינו סימטרי למבחינה סיבובית) ואשר הרצף הגיאומטרי שלו מופר על-ידי הכנפיים והזנב יהיה הביטוי של מומנט הגוף יותר מסובך. נחתם מדויק מראה כי הגוף הוא בלתי מייצב בעלרוד.

כלומר מקדם היציבות של הגוף בעלרוד תמיד חיובי:

$$\frac{\Delta (C_M)_{fus}}{\Delta C_L} > 0 \quad (16)$$

ב. תרומת הדף ליציבות בעלרוד

במרבית דמטוסים לא עובר קו פעולת המנוע דרך מרכז הכובד של המטוס (במבט מ- הצד) וכך נוצר מומנט עלרוד. הבעיה מתוארת בתרשים 164. לשם פשטות נדון במטוסי סילון.

תצלום 165 מראה מטוס בו יצר הדחף מומנט עלרוד ניכר.

ח. שליטת הטייס ע"י הגה הגובה

שליטת הטייס על חנועת העלרוד מחקבלח על-ידי בקרה של מומנט העלרוד בעזרת הגה הגובה. זווית הטיית ההגה מסומנת ב- δ_e (תרשים 166) והיא חיובית כלפי מטה (אף יורר).



ציור מס' 166

לצורך בדיקת היציבות נתעניין במומנט ההגה סביב מרכז הכובד של המטוס. הטיית ההגה בשיועור δ_e גורמת להיווצרות עילוי נוסף לעילוי על המיצב (כאשר אין הטיית הגה). עילוי נוסף זה רשמים בצורה: (השווה ל-112):

$$(19) \quad (C_{lt})\delta_e = \frac{1}{2} \rho V^2 q S_t (C_{lt})\delta_e$$

כאן $(C_{lt})\delta_e$ הוא מקדם העילוי הנוצר אך ורק ע"י הטיית הגה הגובה. הערה: מקדם העילוי הכללי של מייצב הגובה, אם ההגה מוטה, יהיה סכום מקדמי ה- עילוי:

$$(C_{lt})_{total} = C_{lt} + (C_{lt})\delta_e$$

מומנט העלרוד המומנט לעילוי ההגה יהיה:

$$(MCG)\delta_e = - (L_t)\delta_e \cdot X_t = - \frac{1}{2} \rho V^2 q S_t (C_{lt})\delta_e \cdot X_t$$

או:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C} (C_M)\delta_e = - \frac{1}{2} \rho V^2 q S_t (C_{lt})\delta_e X_t$$

כאשר $(C_M)\delta_e$ הוא מקדם מומנט העלרוד עקב הטיית ההגה כלכד. מסאן:

$$(20) \quad (C_M)\delta_e = - \frac{S_t}{S} \cdot \frac{X_t}{\bar{C}} (C_{lt})\delta_e$$

את תרומת הגה הגובה ליציבות המטוס נקבל לאחר שנרדן בקשר שבין מקדם עילוי ה- הגה $(C_{lt})\delta_e$ לבין מקדם העילוי של הכנף C_l . את מקדם העילוי של ההגה ניתן לרשום בצורה:

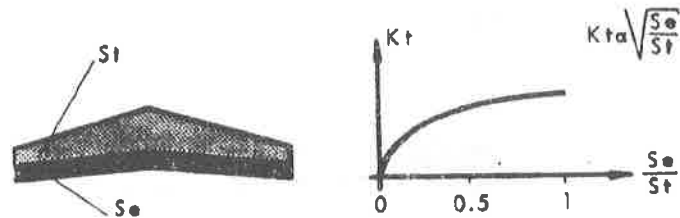
$$(21) \quad (C_{lt})\delta_e = K_t \cdot \delta_e$$

כאשר K_t הוא מספר קבוע התלוי בעיקר ביחס שבין שטח ההגה לבין שטח כל ה- מייצב (תרשים 167). הגודל K_t מבטא את תעלותו של הגה הגובה.

מתוך (21) יוצא כי מקדם עילוי ההגה $(C_{lt})\delta_e$ תלוי (עבור הגה מסויים) אך ורק בתחזות ההגה δ_e ואין כל השפעה למקדם העילוי של הכנף C_l . מסאן ששינוי

1123-992

- 180 -



ציור מס' 16

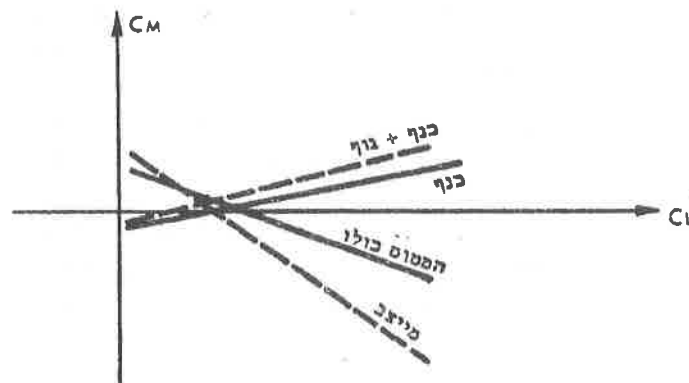
ΔC_L לא יבוא לכל שינוי במקדם המומנט של החגה. מקדם הציביות של החגה הוא אפס:

$$(22) \quad \frac{\Delta(C_M)_{\delta_0}}{\Delta C_L} = 0$$

לחטיית הגה הגובה אין השפעה על יציבות או אי-יציבות בעלרד. מסקנה זו נראית מפחיתה מעט ונסביר אותה ביתר פירוט: חטיית החגה יוצרת מומנט עלרד אשר חלוי רק בשיעור החטייה. נוסף לכך יש מומנט עלרד של המייצב (המחבל כאשר החגה כמצב אפס). מומנט המייצב משתנה עם זווית ההתקפה ולכן משפיע על היציבות. מומנט החגה אינו מושפע משינויים בזווית ההתקפה ולכן אינו משפיע על היציבות. מבחינה זו דומה מומנט החגה למומנט הרחף. מכל מקום, ממלא הגה תגובה את דמטרה של יצירת מומנט עלרד מבוקר על-ידי חטיס.

סכום היציבות בעלרד

מקדם מומנט העלרד הכללי של המטוס הוא סכום המקדמים של הכנף, מייצב הגובה, גוף המטוס, הרחף הגה תגובה. כלומר:



ציור מס' 16

$$C_M = (C_M)_\omega + (C_M)_t + (C_M)_r + (C_M)_{fus} + (C_M)_{\delta e}$$

לא כל המקדמים חלויים במקדם העילוי C_L , וכיון שכך אין הם תורמים ליציבות, או אי-יציבות בעלרוד.

החלקים שיש להם השפעה על יציבות וזעלרוד הם, גוף המטוס, מייצב הגובה וכנף המטוס. מומנט העלרוד של חלקים אלה משתנה עם השינוי בזווית ההתקפה של המטוס. מבין חלקים אלה יש השפעה מייצבת רק למייצב הגובה. תרשים 168 מתאר את תרומות חלקים אלה למומנט העלרוד.

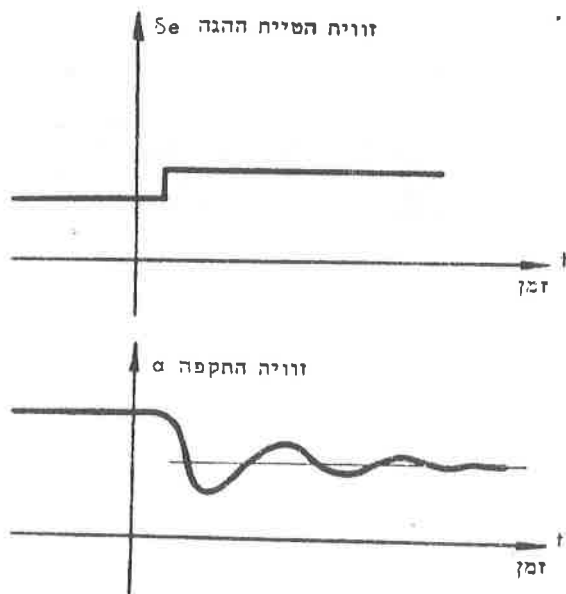
תנודות עלרוד

אם נניח כי אין הטייה של הגה המטוס (הוא קבוע במצב מסויים) ואין שינויים בדתף, נקבל שתי צורות תנודה (סביב מרכז הכובד):

א. "התנודה הקצרה" - כאן זמן המחזור הוא בין 2 + 5 שניות. מהירות הטיסה אינה משתנה בהרבה ואם המטוס יציב התנודה מתרסנת.

ב. הפוגואידה (Phugoid) - זמן המחזור הוא דקה ויותר. זווית ההתקפה כמעט ו- אינה משתנה ויש שינויים בגובה הטיסה. בד"כ אין לפוגואידה השפעה רבה על ה- טיסה.

סוג אחר של תנודה נקבל בהטיית הגה הגובה. תנודת המטוס תתרחש סביב זווית ההתקפה חרשה. תרשים 169.



ציור מס' 169

א. הגבלות על מקום מרכז הכובד

כפי שראינו היה תנאי היציבות בעלרוד $\frac{\Delta C_M}{\Delta C_L} < 0$. נראה עתה כיצד משפיע מקומו של מרכז הכובד על הגודל $\frac{\Delta C_M}{\Delta C_L}$: אם מרכז הכובד נע אחורנית, לכיוון הזנב,

1123-192

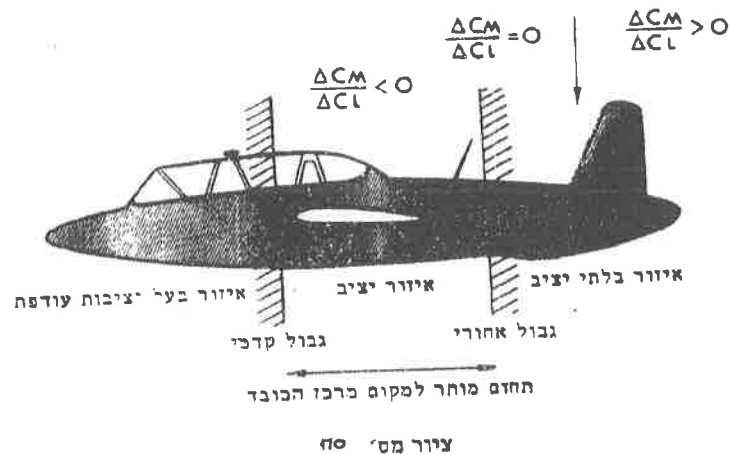
תהיה יציבות המטוס קטנה יותר, כי תרומתו המינימלית של מייצב הכיוון תקטן (ה-
זרוע קטנה), ותרומתה הכללית מייצבת של הכנף תגדל (הזרוע גדלה). כלומר הגודל
 $\frac{\Delta C_m}{\Delta C_l}$ הופך להיות יותר ויותר "חיובי" (מתקרב לאפס) כאשר מרכז הכובד נע

אחורנית. בסופו של דבר יגיע מרכז הכובד לנקודה בה:

$$\frac{\Delta C_m}{\Delta C_l} = 0$$

בנקודה זו, המטוס ארש מבחינת יציבות העלרוד, ולא תהיה כל תגובה לשיוניים ב-
זווית ההתקפה. נקודה זו נקראת "נקודה נייטרלית אחורית" והיא מהווה גבול אחורי
על מקומו של מרכז הכובד. אם מרכז הכובד עובר נקודה זו יהיה $\frac{\Delta C_m}{\Delta C_l} > 0$ ו-
המטוס יהיה בלתי יציב בעלרוד. הרמח אף, למשל, תגרום מומנט עלרוד אשר ירים
את האף עוד יותר עד להזדקרות המטוס.

אם מרכז הכובד נע לכיוון אף המטוס גדלה השמעת המייצב והמטוס הופך להיות יותר
ויותר יציב. ברמח לגבול האחורי על מרכז הכובד קיים גם גבול קדמי: הגבול הקדמי
מוגדר בנקודה האחרונה (הקדמית ביותר) בה ידקר המטוס עם משיכה מלאה של מוט
ההיגוי. אם מרכז הכובד עובר נקודה זו לא ידקר המטוס אפילו במשיכה מלאה של
המטה. מגבלות אלו מתוארות בהרשים סח.



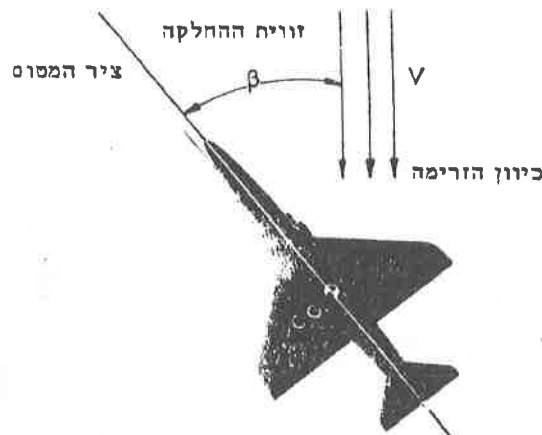
14 - יציבות כיוון ויציבות רוחב

א. מ ב ו א

הדיון ביציבות הכיוון (סבסוב) וביציבות הרוחב (גלגול) הוא יותר מסובך מהדיון ב- יציבות העלרוד. בעוד שבתנועת העלרוד אפשר לדון בנפרד מיתר התנועות - שוב אין הדבר כך בסבסוב ובגלגול. שתי התנועות קשורות ביניהן; גלגול המטוס גורר אחריו את סבסובו וסבסובו המטוס גורר אחריו את גלגולו. אי-אפשר לכן לדון ביציבות המטוס בסבסוב מבלי להביא בחשבון את יציבותו בגלגול ולהיפך. אומרים כי קיים צימוד בין הגלגול לסבסוב. צימוד זה מתבטא הן בהפעלת ההגאים ע"י הטייס והן ב- תנועותיו של המטוס.

ב. יציבות כיוון

זווית ההחלקה β היא הזווית בין כיוון הטיסה הרגעי לבין ציר האורך של המטוס (תרשים 174). הזווית β היא חיובית לכיוון כנף ימין. במרבית מצבי הטיסה $\beta = 0$ ומטוס בעל יציבות בכיוון שואף לחזור למצב הסימטרי לאחר כל הפרה. (יש להבדיל בין זווית ההחלקה לזווית הסבסוב - הן שוות רק כשמסלול הטיסה הוא קו ישר). מכל מקום, בכמה מצבי טיסה טסים בהחלקה קבועה - כמו במקרה של טיסה אסימטרית - אותו נלמד בהמשך.



ציור מס' 174

את מומנט הסבסוב N סביב מרכז הכובד רושמים בצורה:

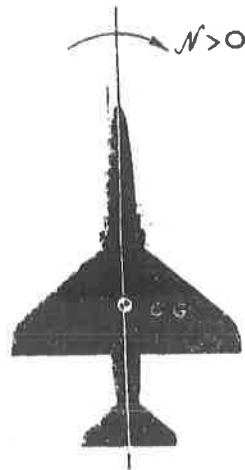
$$(1) \quad N = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_M$$

כאשר b היא מוטת הכנף ו- C_M הוא מקדם מומנט הסבסוב, מומנט סבסוב חיובי הוא זה השואף לסובב את המטוס לכיוון כנף שמאל (הפוך לכיוון החיובי של β) כפי שמראה תרשים 172.

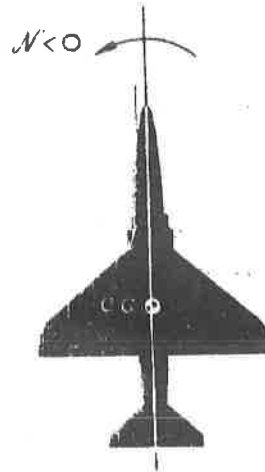
כדי לבדוק את יציבותו של המטוס בכיוון (יציבות סבסוב) יש לבחון את התנהגותו

1123-992

- 184 -



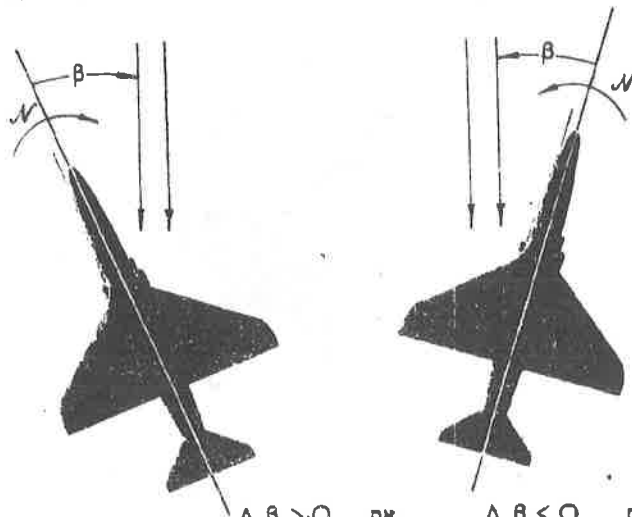
מומנט סבסוב חיובי



מומנט סבסוב שלילי

ציור מס' 160

לאחר הפרה ממצב הטיסה הסימטרי ($\beta = 0$). אם המטוס יציב בכיוון יתעורר מומנט סבסוב N , אשר יחזיר את המטוס לכיוונו המקורי. כלומר אם β חיובית יתעורר מומנט N חיובי ואם β שלילית יתעורר מומנט N שלילי (חרשים 37).



אם $\Delta \beta > 0$

דרוש $\Delta N > 0$

אם $\Delta \beta < 0$

דרוש $\Delta N < 0$

ציור מס' 37

דרתשות אלו ליציבות אפשר לסכם בצורה:

$$(2) \quad \frac{\Delta N}{\Delta \beta} > 0$$

כאשר Δ מציון שינוי. במקום ΔN נוכל לכתוב ΔC_N ואז תהיה הדרתשה ליציבות כיוון:

M23-992

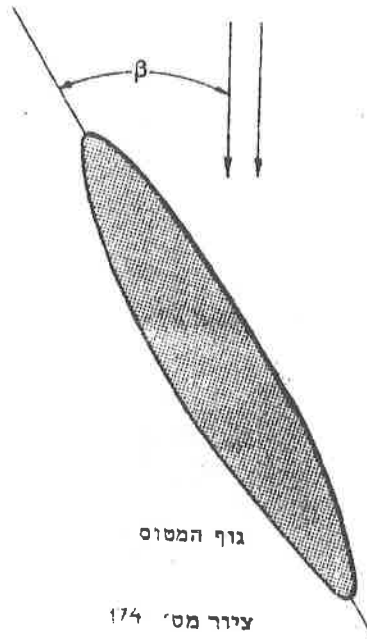
- 185

$$(3) \quad \frac{\Delta C_M}{\Delta \beta} > 0$$

עתה נראה את התרומות השונות ל- C_M ובדוק איך משתנות תרומות אלו עם שינוי בזווית β .

ג. תרומת הגוף ליציבות כיוון

תמונת הזרימה סביב גוף המטוס (ללא חוספנות) הנתון לזווית החלקה β (תרשים 174) הנתון לזווית החלקה β תהיה דומה לזו הנצרת בזווית התקפה α , וכפי שראינו בפרק הקודם הרי תרומתו של הגוף היא בלתי מייצבת.



עבור גוף סימטרי לגמרי, יהיה מומנט הסבסוב M_{fus} , סביב מרכז הכובד:

$$M_{fus} = -\frac{1}{2} \rho V^2 (Vol) \cdot 2\beta$$

כאשר (Vol) הוא נפח הגוף. מכאן:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S b (C_M)_{fus} = -\frac{1}{2} \rho V^2 (Vol) \cdot 2\beta$$

כאשר $(C_M)_{fus}$ הוא מקדם מומנט הסבסוב של הגוף. ומכאן:

$$(C_M)_{fus} = -\frac{2(Vol)}{b_s} \cdot \beta$$

ואם ניתן שינוי $\Delta \beta$ בזווית ההחלקה β , יהיה השינוי במקדם מומנט הסבסוב של

$$\Delta (C_M)_{fus} : \Delta (C_M)_{fus} = -\frac{2(Vol)}{b_s} \Delta \beta$$

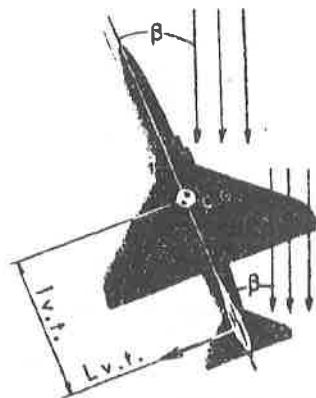
או:

$$(4) \quad \frac{\Delta (C_M)_{fus}}{\Delta \beta} = -\frac{2(Vol)}{b_s}$$

הביטוי ב-(4) הוא תמיד שלילי, דבר הנוגד את דרישת היציבות (3). כלומר, הגוף הוא בלתי מייצב בסבסוב. ניתוח יותר מדויק עבור גוף ממשי של מטוס, בלתי סימטרי וכולל הזרעות באיזורי הכנפיים והזנב, מביא למסקנה זאת: אם נוצרת זווית החלקה β תהיה נטייתו הבלתי-מייצבת של הגוף להגדיל את הזווית.

ד. תרומת מייצב הכיוון

. אי יציבותו הכיוונית של הגוף מאוזנת ע"י מייצב הכיוון. (תרשים 175). בעיקרו ה- מייצב הוא כנף ניצב אשר זווית ההחלקה מהווה את זווית ההתקפה שלו. המייצב הוא בעל פרופיל סימטרי (כאן אנו דנים בו כאשר אין הטייה של הגה הנובה) כך שבזווית החלקה אפס ($\beta = 0$) לא נוצר עליו עילוי. בזווית החלקה מסוימת יוצר עילוי אשר ישאף לסבסב את המטוס חזרה למצבו הסימטרי.



ציור מס' 175

את העילוי הנוצר נסמן ב- $L.v.t.$ אם β היא קטנה, כפי שקורה בדרך-כלל היה מומנט הסבסוב של מייצב הכיוון - $N.v.t.$ סביב מרכז הכובד:

$$N.v.t. = L.v.t. \cdot l.v.t.$$

כאשר $l.v.t.$ הוא מרחק עילוי המייצב ממרכז הכובד של המטוס. מובן כי העילוי $L.v.t.$ תלוי בזווית β . החלות היא:

$$L.v.t. = \frac{1}{2} \rho V^2 \zeta S v.t. \alpha v.t. \cdot \beta$$

כאשר $\alpha v.t.$ הוא מספר קבוע (זהו שיפוע קו העילוי של המייצב, בקירוב: $\alpha v.t. = 2\pi$), $S v.t.$ הוא שטח מייצב הכיוון ו- ζ הוא גורם תיקון למהירות הזרימה באיזור הזנב. מהביטוי האחרון נובע כי העילוי יחסי לזווית β . עתה נוכל לרשום את מומנט הסבסוב בצורה:

$$N.v.t. = \frac{1}{2} \rho V^2 \zeta S v.t. \cdot \alpha v.t. \cdot l.v.t. \cdot \beta$$

או:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S b (C_M) v.t. = \frac{1}{2} \rho V^2 \zeta S v.t. \alpha v.t. l.v.t. \beta$$

כאשר $(C_M) v.t.$ הוא מקדם מומנט הסבסוב של מייצב הכיוון. מכאן:

473

$$p = \frac{1}{2} \rho v^2$$

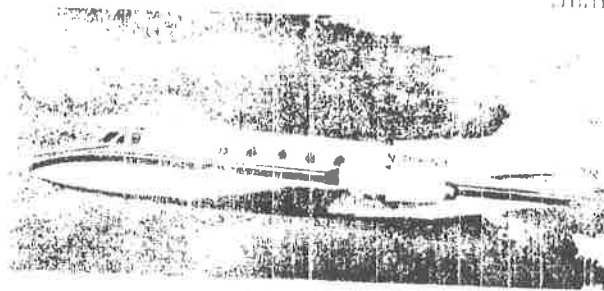
ראש ניוטון שיונו כחיות ההחלקה p

$$p = \frac{1}{2} \rho v^2$$

אז

$$p = \frac{1}{2} \rho v^2$$

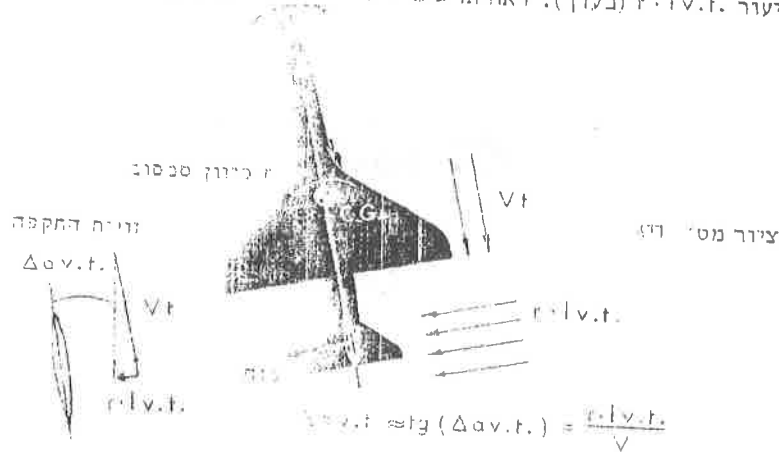
הגודל (1) הוא תנודת חיובית, תרומה ניוטון p היא תנודת חיובית וכדורש הוא ניוטון בסבסוב. בכל תנודת שהמטוס מורידה, ניוטון להחזירו למעבר המקורי, לפעמים ננוטיפינו שטח לניוטון הכיוון p הוא תנודת חיובית, ננוטיפינו כזה, משופר את תנודת המטוס בסבסוב p הוא תנודת חיובית המיועב בזווית החלקה גבוהה.



צוור מס' 176

ה. תרומת תנועת הסבסוב

עד כה טיפלנו בהשפעת זווית החלקה על תנודת p , עתה נראה כיצד משפיעה עצם תנועת הסבסוב, כלומר, מה תהיה ההשפעה של תנודת p על המטוס במטוס, במהירות זוויתית $\dot{\alpha}$ ורדיאנים לשנייה. ההשפעה העיקרית תהיה זו של מיועב p תהיה תנודת p (נוסף למיועב p), יהיה המיועב נתון (נוסף למיועב p), יהיה תרשום p (בדרך), ראה תרשום p בשער p .



זווית החלקה

$$\Delta \alpha$$

זווית סבסוב

$$Vt$$

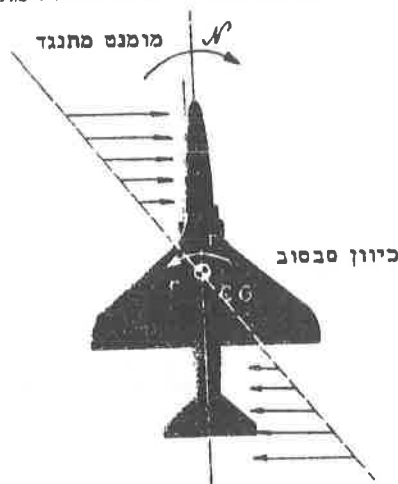
$$p \cdot l \cdot v \cdot t$$

$$p \cdot l \cdot v \cdot t = \Delta \alpha \cdot p \cdot l \cdot v \cdot t$$

על המיצב נוצרת זווית התקפה בשיועור:

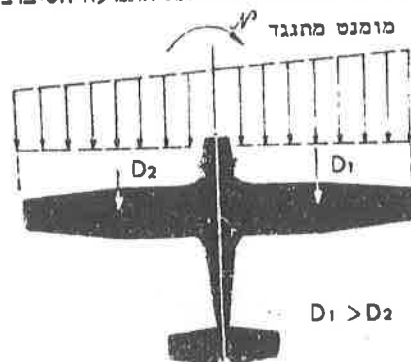
$$\Delta \alpha v.t. = \frac{r \cdot \dot{\alpha} \cdot t}{V}$$

וזווית התקפה זו יוצרת עליו על המיצב, הגורם למומנט מתנגד לתנועת הסבסוב. מסקנה דומה נקבל לגבי כל משטח אנכי אחר, כמו סנפיר אחורי. גם גוף המטוס מתנגד לתנועת הסבסוב. אם המטוס מסבסב שמאלה למשל, נוצרים על הגוף כיווני זרימה הפוכים לכיוון הסבסוב ונוצר מומנט מתנגד (תרשים 178).



ציור מס' 178

נרון עוד בהשפעת הסבסוב על כנפי המטוס. כאשר מטוס מסבסב גדולה מהירות הכנף החיצונית ממהירות הכנף הפנימית. כתוצאה מכך יש התנגדות גבוהה יותר על הכנף ה- החיצונית ונוצר מומנט סבסוב לבלום את התנועה הסיבובית (תרשים 179).

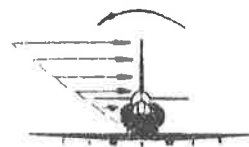


ציור מס' 179

1. תרומת תנועת הגלגול

כפי שכבר צויין, קיימות השפעות גומלין בין הגלגול לסבסוב. נרון עתה בהשפעת תנועת הגלגול על מומנט הסבסוב. שתי השפעות כאלה נסקרו כבר בפרק 2 השפעה אחת נובעת מעצם הפעלת המאונת הגורמת למטוס לסבסב בחטף ל-

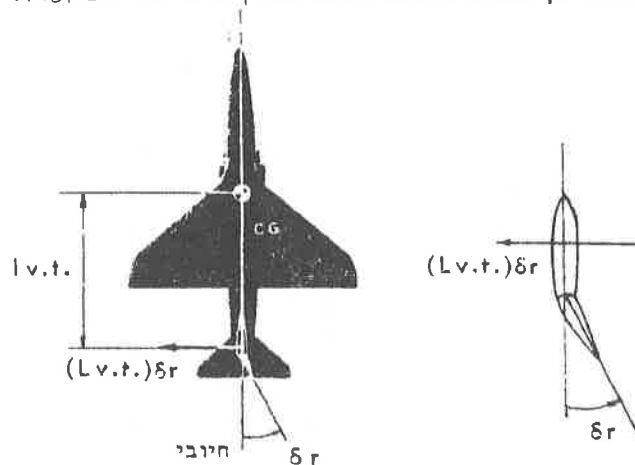
כיוון הכנף העולה (סבסוב מתנגד). השפעה שנייה היא תוצאה של תנועת הגלגול: תוך כדי הגלגול נוצרים רכיבי רוח אנכיים המשונים את זוויות ההתקפה של הכנפיים, וכ- תוצאה מכך נוצר סבסוב לכיוון הכנף היורדת. השפעה נוספת, דומה לשנייה, יש לתנועת הגלגול על מייצב הכיוון. תוך-כדי גלגול נוצר עליו כוח עילוי, כתוצאה מזרמי האוויר הנצבים, השואף לסבסב את המטוס ל- כיוון הכנף היורדת (תרשים 180). השפעה זו היא בדרך-כלל חלשה.



ציור מס' 180

5. שליטת הטייס על-ידי הגה הכיוון

הטייס מבקר את תנועת הסבסוב בעזרת הגה הכיוון אותי הוא מפעיל ע"י הדורשות. הטייה של הגה הכיוון מביאה למומנט סבסוב בכיוון הרצוי (תרשים 181).



ציור מס' 181

את זווית ההטייה מסמנים ב- δr והיא חיובית כאשר מומנט הסבסוב הוא לכיוון כנף ימין. מומנט ההגה $(M) \delta r$ יהיה:

$$(M) \delta r = l v. t. \cdot (L v. t.) \delta r$$

$(L v. t.)$ הוא עילוי ההגה. עילוי זה תלוי בזווית ההטייה - בצורה:

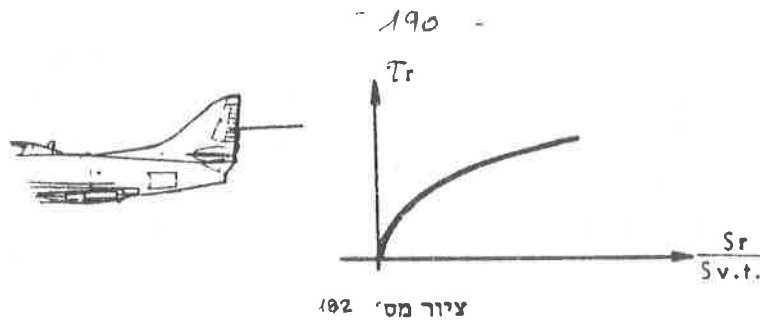
$$(L v. t.) \delta r = \frac{1}{2} \rho V^2 \eta S v. t. \zeta r \delta r$$

ζr מראה את יעילותו של הגה הכיוון. יעילות זו תלויה ביחס שבין שטח הגה ה- כיוון - $S r$ לבין שטח כל מייצב הכיוון $S v. t.$, כפי שמראה תרשים 182.

מומנט ההגה יהיה אם כך:

$$(M) \delta r = \frac{1}{2} \rho V^2 \eta S v. t. \zeta r \delta r l v. t.$$

אר:



$$\frac{1}{2} \rho V^2 S_b (C_M) \delta r = \frac{1}{2} \rho V^2 \eta_{s.v.t.} C_r \delta r l_{v.t.}$$

כאשר $(C_M) \delta r$ הוא מקדם מומנט הסבסוב בגלל הטיית הגה הכיוון. מכאן:

$$(6) \quad (C_M) \delta r = \frac{S_{v.t.}}{S} \cdot \frac{l_{v.t.}}{b} \eta_{s.v.t.} C_r \delta r$$

$(C_M) \delta r$ אינו מושפע משינויים בזווית ההחלקה β , כלומר:

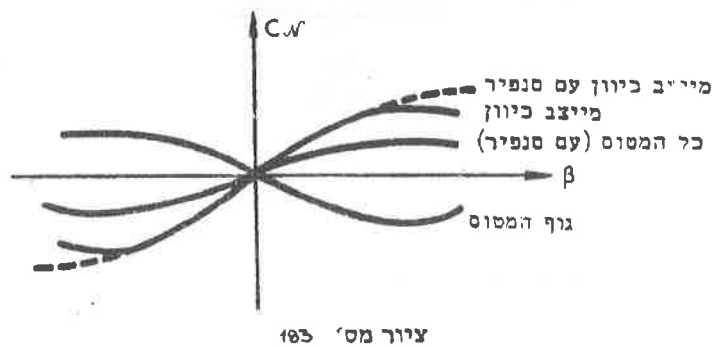
$$(7) \quad \frac{\Delta (C_M) \delta r}{\Delta \beta} = 0$$

הגה הכיוון אינו משפיע על יציבות הכיוון. תרומתו היא למומנט סבסוב בלבד.

ח. סכום היציבות בסבסוב

כפי שראינו, בסעיפים הקודמים, חלוי מומנט הסבסוב בארבעה גורמים:

בזווית ההחלקה β , בתנועת הסבסוב, בתנועת הגלגול ובהטיית הגה הכיוון - δr .
יציבות הסבסוב תלויה בעיקר במיצב הכיוון אשר מומנט הסבסוב שלו מושפע מזווית ההחלקה, תנועת הסבסוב ותנועת הגלגול. תרשים 183 מראה חלות אופיינית של מקדם מומנט הסבסוב C_M בזווית ההחלקה β , עבור חלקים שונים במטוס.



ט. יציבות רחב

את זווית הגלגול φ מורדים מהמצב האופקי ועד מקומו של ציר הרוחב כאשר המטוס מוטח (תרשים 184). יציבות הרחב (או יציבות הגלגול) של המטוס חקב לפי התנהגותו בתנועת הגלגול, אם בתגובה למומנט גלגול פתאומי (למשל כחוצאה מהפעלת המאזנות) תחרסן הזווית φ סביב גורל סופי, יהיה המטוס בעל יציבות רחבית. מומנט הגלגול L , בסימן חיובי לכיוון כנף ימין (תרשים 185), נרשם בצורה דומה למומנט העלרד M ולמומנט הסבסוב N :

$$(8) \quad L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_b C_L$$

1123-492

- 191 -



ציור מס' 184

כאשר C_L הוא מקדם מומנט הגלגול.



מומנט גלגול חיובי



מומנט גלגול שלילי

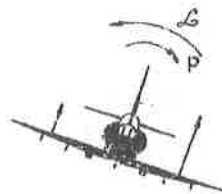
כיוון סיסה-מתוך הדף

ציור מס' 185

כדי לדעת אם המטוס יציב מבחינה רוחבית, יש לבדוק את השינוי במקדם מומנט הגלגול ΔC_L כנגד הפרה בזווית הגלגול. אבל קל לראות כי שיעור השינוי בזווית הגלגול $\Delta \phi$ נמצא ואינו משפיע על מומנט הגלגול. הגורמים המשפיעים הם בעיקר מהירות הגלגול $\dot{\phi}$ (ברדיאנים לשנייה), כלומר עצם הגלגול, וכן ההחלקה ותנועת הסבסוב. לכן נבדוק את ההשפעה של גורמים אלה על מומנט הגלגול ונראה כיצד מתנהג המטוס לאחר שינוי של כל-אחד מהם.

תרומת תנועת הגלגול ליציבות הרוחב

. כאשר המטוס מבצע תנועת גלגול במהירות זוויתית p , נוספים רכיבים של רוח עולה, או יורדת, למהירות הזרימה הרגילה. נושא זה הוסבר כבר בפרק ז. מתוך חיבור המהירויות יוצא כי זווית ההתקפה של הכנף היורדת בגלגול גבוהה יותר מזו של הכנף העולה ולכן יהיה גם העילוי עליה יותר גבוה. כיון שכך, נוצר מומנט גלגול המתנגד לתנועת הגלגול ושואף לבלום אותה (תרשים 186).



ציור מס' 186

מומנט זה הוא מומנט מרסן. כלומר, לכנפיים יש השפעה מרסנת בגלגול. השפעה זו קיימת רק תוך-כדי תנועת הגלגול. אפשר להראות כי מומנט גלגול זה (L_p) ניתן

ע"י:

$$(C_L) p = - \frac{1}{2} \rho V^2 \alpha \cdot \frac{p}{V} \cdot \bar{C} \cdot \frac{b^3}{12}$$

כאן α הוא מספר קבוע. (זהו שיפוע קו העילוי של הכנף. בקירוב $\alpha = 2\pi$). כלומר:

כאשר $p(C_L)$ הוא מקדם מומנט הגלגול של הכנפיים בגלל חנועה הגלגול. אח שטח הכנף S אפשר לרשום בצורה:

$$S = b \bar{C}$$

כלומר:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 \bar{C} b^2 (C_L) p = - \frac{1}{2} \rho V^2 \alpha \frac{p}{V} \cdot \bar{C} \cdot \frac{b^3}{12}$$

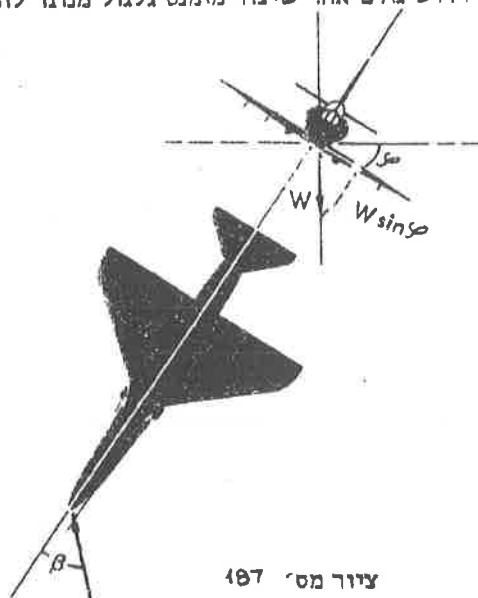
או:

$$(9) \quad (C_L) p = - \frac{\alpha}{12} \frac{b p}{V}$$

כלומר, ככל שהמהירות הזוויתית בגלגול p עולה, עולה גם התנגדות הכנפיים ל- גלגול. נטיית הכנף לריסון הגלגול חלופה גם במטה b ובמהירות הטיסה V . מסקנה חד- רימית לגבי כל משטח ניצב אחר, כמו מייצב הגובה ומייצב הכיוון. אך השפעת הריסון העיקרית בגלגול היא עקב הכנפיים.

חרימת ההחלקה לריכוך רוחב

למרות שהכנפיים מהוות גורם מייצב ביציבות רוחבית אין הן מספיקות. כאשר טסים אופקית וישורה למשל, והמטוס נוטה לפתע (נניח עקב משב רוח פתאומי) אין זה מספיק שזווית ההטייה φ תתרסן למצב סופי והמטוס יישאר נטוי. מה שנדרש הוא חזרה ל- מצב אופקי ומאוזן. כיון שהכנפיים כבר אינן משפיעות לאחר שהמטוס הפסיק את ה- גלגול, ונשאר נטוי, דרוש גורם אחר שיצור מומנט גלגול מנוגד להטייה. אמנם תמיד



ציור מס' 187

אפשר להשתמש במאגר זה
זה מנצלים את העונות של
צד שול המשקל $\rho \sin \alpha$
וגורם לזווית החלקה
ההטויה בשני מקרים: כאשר

אפשר להשתמש במאגר זה
זה מנצלים את העונות של
צד שול המשקל $\rho \sin \alpha$
וגורם לזווית החלקה
ההטויה בשני מקרים: כאשר



זווית הדיהרל נוצרת כאשר הכוח
את הזווית נסמן ב- α , עקב קצת
החלקה β קטנה). לרוב זווית
אם זווית הדיהרל α קטנה וכך מוכיח
 $\alpha \beta$ (ויורדה בכמה דיונים)



כתוצאה מכך, יש הפרשי עילוי
ניתן ע"י:

$$\frac{b^2 \bar{C}}{3}$$

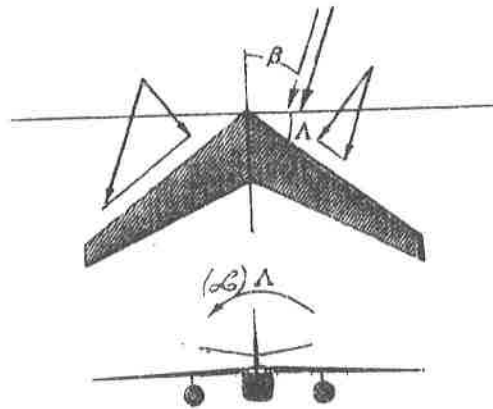
א. הוא קבוע שהוכחנו כבר

כלומר, מומנטי הגלגל המוזר, שזהו
ולזווית החלקה.



השפעה דומה יש לכנף משוכה לאחור (תצלום 190). במטוסים מקיירים משתמשים ב-
כנף, אשר שפת ההתקפה שלה משוכה לאחור, מתוך שיקולים הקשורים לתופעות של
זרימה על-קולית ואשר לא נדון בהם כאן. אבל משיכת הכנף משפיעה גם על היציבות
בגלגול כפי שנראה עתה.

את זווית המשיכה נסמן ב- Λ . כאשר כנף משוכה לאחור מחליקה, יוצא כי הזווית
בין כיוון הזרימה לבין שפת ההתקפה אינה כשתי הכנפיים (תרשים 191).



ציור מס' 191

הכוחות האווירודינמיים הפועלים על כנף משוכה לאחור תלויים ברכיב המהירות הניצב
לשפת ההתקפה. במקרה של כנף משוכה לאחור יהיה הרכיב הניצב גדול יותר בכנף
הפנימית ולכן יהיה עליה יותר עילוי מאשר על הכנף החיצונית. כתוצאה מכך ייווצר
מומנט גלגול $(C_L)_\Lambda$ אשר ערכו נתון בקירוב ע"י:

$$(12) \quad (C_L)_\Lambda = -\frac{1}{4} \rho V^2 \cdot C_L \cdot \beta \cdot S \cdot \frac{b}{4} \cdot \Lambda$$

ומקדם מומנט הגלגול המתאים יהיה:

$$(13) \quad (C_L)_\Lambda = -\frac{1}{4} C_L \beta \Lambda$$

מתוך (13), (11), יוצא כי משיכה לאחור וזווית דיהדרל משפיעים באותו אופן על ה-
איוון בגלגול. בכל מקרה שנוצרת החלקה, עקב הטייה, מתעורר מומנט גלגול השואף
להחזיר את המטוס למצבו המאוזן. מבחינת ההשפעה שקולה משיכה של $\Lambda = 45^\circ$ ל-
זווית דיהדרל של $\epsilon = 8^\circ$ בקירוב.



ציור מס' 192

יש לזכור כי במטוסים בהם מעוניינים בכותרת תמרון גבוה ובעיקר בגלגול מהיר עלול
צירוף של משיכה לאחור וזווית דיהדרל - להפריע. יתר על כן, אפילו משיכה לאחור
בלבד עלולה להפריע. לכן, יש מטוסים בהם מתקינים זווית אנהידרל המבטלת במידה

מסויימת את ההשפעה המירצבת של המשיכה לאחר המטוס מגלגל ביתר קלות (תצלום 192). אפשר גם להשתמש בדיהדרל חלקי (תצלום 193).



ציור מס' 193

י"ב. השפעת הסבסוב על הגלגול

סבסוב המטוס מביא לחלוקת מהירות שונה בשחי הכנפיים. נוצר לכן מומנט גלגול ל- כיוון הכנף הפנימית. עניין זה כבר נדון בפרק ז'. המומנט הנצרך חלוי בחנועת הסבסוב עצמה. אם מהירות הסבסוב היא r (רדיאנים בשנייה), יהיה מומנט הגלגול המתאים $(C_L)r$:

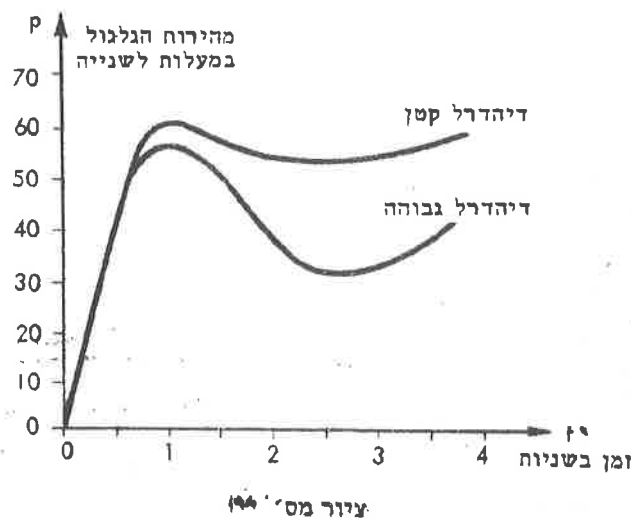
$$(14) \quad (C_L)r = \frac{1}{12} \rho V^2 C b^3 C_L r$$

ומקדם מומנט הגלגול בגלל סבסוב יהיה:

$$(15) \quad (C_L)r = \frac{1}{6} \frac{b r}{V} C_L$$

י"ג. שליטת הטיס ע"י המאזנות

הפעלת המאזנות משנה את חלוקת העילוי על הכנפיים כפי שמראה חרשים ס' פרק ז'. העילוי עולה בכנף בה המאזנת יורדת ויורד בכנף בה המאזנת עולה. נוצר מומנט גלגול לכיוון הכנף בה המאזנת למעלה והמטוס מתגלגל. מומנט המאזנות חלוי בזווית ההטייה של המאזנות, בגודלן, במרחקן ממרכז הכובד של המטוס ובמהירות הטיסה. מומנט ה- מאזנות קיים כל זמן הפעלתן. כזווית ההטייה לוקחים את סכום זוויות ההטייה של שתי המאזנות. כלומר אם מאזנת ימין עולה כזווית δr ומאזנת שמאל יורדת בזווית δl תהיה זווית ההטייה הכללית δa :



ציור מס' 194

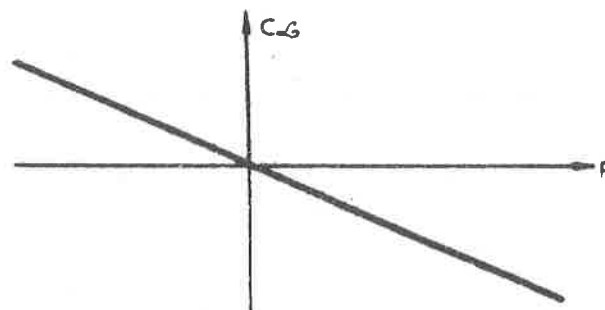
$$(16) \quad \delta a = \delta R + \delta L$$

אם נפעיל את המאזנות באופן קבוע לא יגביר המטוס את מהירותו הסיבובית ללא הגבלה.

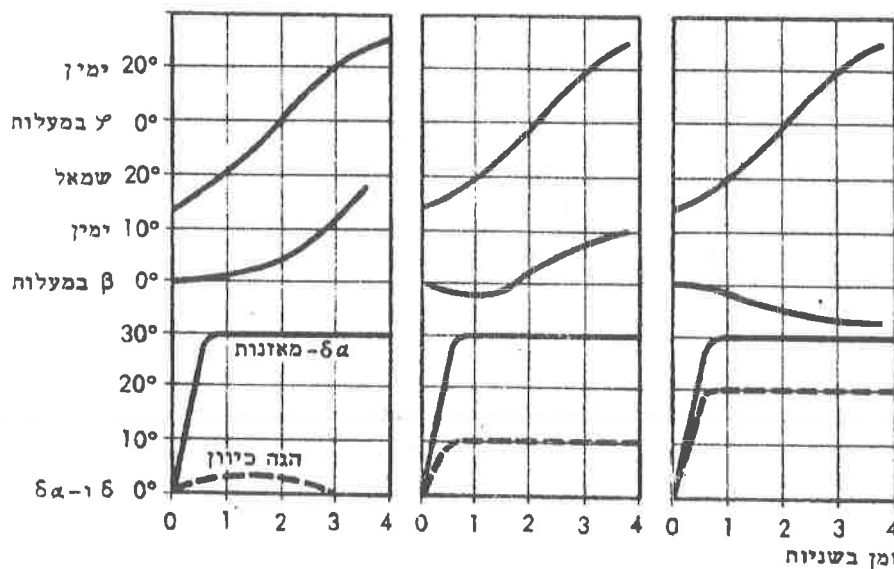
עקב הריסון של הכנפיים חגיע המהירות הסיבובית ρ לערך סופי (תרשים 194).

ד. סכום היציבות בגלגול

מומנט הגלגול הפועל על מטוס חלוד בעיקר כארבעה גורמים: תנועת הגלגול, זווית ההחלקה, תנועת הסבסוב והטיית המאזנות. מבחינת הריסון של תנועת הגלגול יש השפעה לכל משטח ניצב ובמיוחד לכנפיים. השפעה זו מתבטאת חוץ כדי תנועת הגלגול, וגם עקב זווית ההטייה וההחלקה הנוצרת בעקבותיה. את זווית ההחלקה מנצלים ע"י משיכה לאחר ועל-ידי אפקט הדיהדרל לצורך שמירת מצבו האופקי של המטוס. אם כי לא מעוניינים שהשפעת ההחלקה תהיה גבוהה מדי במטוסים בהם דרוש כשר תמרון גבוה (כמו מטוסי קרב) כדי שלא להפריע לגלגול מהיר. תרשים 195 מראה חלות אופיינית של מקדם מומנט הגלגול C_L במהירות הגלגול ρ .



ציור מס' 195



ציור מס' 196

10. צימח בין גלגול לסבסוב

כפי שראינו, אין תנועות הגלגול והסבסוב כלתי חלויות. תוך כדי הגלגול נוצרים מומנטי סבסוב ולהיפך. עובדה זו היא בעלת חשיבות רבה. בדרך-כלל, יהיה צורך להפעיל בו-זמנית את המאזנות ואת הגה הכיוון. דוגמה לתגובות מטוס בצירופים שונים של ההגאים יש בתרשים 196. מתוך התרשים נראה בבירור כי תגובת המטוס תלויה מאוד בצירוף של המאזנות והגה הכיוון. אם נפעיל רק את המאזנות יסבסב המטוס ל-כיוון הכנף היורדת, אם נאזן סבסוב זה בעודף הגה כיוון - יסבסב המטוס לכיוון ה-כנף העולה. בין מצבים אלה קיים המצב של תנודה בסבסוב.

התנועות היסודיות של המטוס בדינמיקה רוחבית וכיוונית הן:

- א. תנועת גלגול - המרוסנת חזק ע"י הכנפיים.
- ב. גלגול הולנדי - תנודה בסבסוב ובגלגול.
- ג. תנועה ספירלית - המטוס מנמיך במסלול ספירלי.

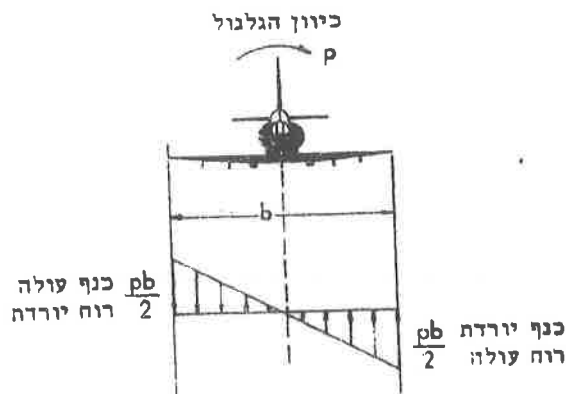
15 - סחרור

א. מ ב ו א

הסחרור הוא מצב טיסה מסובך בו נמצאות הכנפיים בהזדקרות, המטוס מגלגל במהירות סביב צירו ומאבד גובה לפי מסלול ספירלי. במה מטוסים אף נוספות תנודות בסבסוב ובעלרד. צורת הסחרור משיטה ממטוס למטוס ותלויה בכל מקרה באופיו המיוחד של המטוס. במיוחד יש השפעה לצורת הכנפיים ולחלוקה הפנימית של המסה. המטוס עלול להכנס לסחרור בכל מקרה בו הוא במצב הזדקרות ובתנועת גלגול. גם הזדקרות בטיסה אופקית וישרה יכולה להכניס את המטוס לסחרור כיון שלא תמיד מזדקרות הכנפיים ביחד. כנף אחת תזדקר קודם, תתפתח תנועת גלגול עם סבסוב בעק-בותיה, המטוס יאבד גובה עקב ההזדקרות ויסתחרר. חשש לסחרור קיים בכל מקרה בו המטוס מזדקר ובמיוחד בתרגילים אווירובטיים. היציאה מסחרור אף היא תלויה באופיו של המטוס. על פי רוב אין המאונת יעילות להפסקת הגלגול ויש להשתמש כהגה הכיוון להפסקת הסבסוב או להפסקת הגלגול.

ב. השפעת הגלגול על פילוג העילוי

נתבונן במטוס מתגלגל: תוך כדי תנועת הגלגול מתפתח רכיב מהירות נוסף הניצב לכיוון הזרימה הרגיל. הכנף היורדת נתונה לרוח עולה והכנף העולה נתונה לרוח יורדת. כ- תוצאה מכך משתנה כיוון הזרימה השקול על פני הכנף ונוצרת חלוקה מתאימה של זווית התקפה לרוחב המוט. מהירות הרוח הניצבת משתנה מחתך לחתך. מהירות זו היא תוצאה מהשיקית של תנועת הגלגול ומתקבלת ע"י הכפלת המהירות הסבובית ברדיוס הסבוב, כלומר במרחק מציר הגלגול. כדי לשרטט את פילוג המהירות הניצבת של הזרימה נתבונן במטוס המתגלגל במהירות סבובית ω (רדיאנים לשנייה). אם b היא מוטת הכנף וזווית מהירות הרוח העולה בקצה הכנף היורדת $\frac{\omega b}{2}$. בקצה הכנף העולה יש רוח יורדת באותה המהירות.



ציור מס' 147

אלו הערכים הקיצוניים ביותר של הרוח הנמצבת - כיוון הכנף יהיו ערכי ביניים (תרשים 197). בדיוק בציר הגלגול תהיה מהירות הרוח הנמצבת אפס. המהירות האנכית מסיטה את קווי הזרימה. גורמת לשינויים בזווית ההתקפה וכתוצאה מכך לשינויים בכוחות האווירודינמיים. נתבונן למשל בקצה הכנף העולה (תרשים 198): עקב הזרימה האנכית כלפי מטה יש ירידה בזווית ההתקפה בשיעור $\Delta \alpha$. מתוך גאומטריה הזרימה יוצא:

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha = \frac{pb}{2V}$$

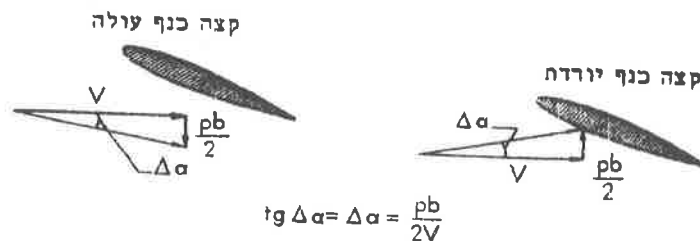
אבל הזווית $\Delta \alpha$ היא קטנה ושווה בקרוב לטנגנס שלה. כלומר:

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha \approx \Delta \alpha$$

לכן

$$\Delta \alpha = \frac{pb}{2V}$$

זו הירידה בזווית ההתקפה בקצה הכנף העולה. באופן דומה תהיה עלייה בזווית ההתקפה בקצה הכנף היורדת באותו ערך $\frac{pb}{2V}$ (תרשים 198).



$$\operatorname{tg} \Delta \alpha = \Delta \alpha = \frac{pb}{2V}$$

ציור מס' 198

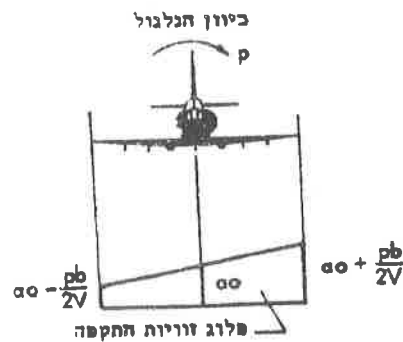
בין קצות הכנף תשתנה זווית ההתקפה בצורה דומה. בכנף העולה תקטן זווית ההתקפה ובכנף היורדת זווית ההתקפה תגדל. השינויים יהיו בכל חתך בהתאם לערכה המקומי של מהירות הרוח הנמצבת. אם נסמן ב- α_0 את ערכה של זווית ההתקפה בציר הגלגול של המטוס (מקום בו זווית ההתקפה אינה מושפעת מתנעת הגלגול), תהיה זווית ההתקפה בקצה הכנף העולה $(\alpha_0 - \frac{pb}{2V})$ ובקצה הכנף היורדת $(\alpha_0 + \frac{pb}{2V})$. תרשים 199 מראה את פילוג זוויות ההתקפה על פני המוט. מובן כי השינויים יחריפו בכל שמדירות ה-גלגול ק' תגדל. בסמה מטוסי קרב מגיע השינוי בזווית ההתקפה בקצות הכנפיים עד 5° .

פילוג זוויות ההתקפה על פני מוטת הכנף גורם לפילוג של כוחות העילוי. אם המטוס מבצע תנועת גלגול רגילה, מתחת זווית ההזדקרות, תהיה החלוקה של מקדם העילוי C_L על פני המוטת כפי שמתאר תרשים 200.

מקדם העילוי הגבוה ביותר הוא בקצה הכנף היורדת כי שם זווית ההתקפה היא הגבוהה ביותר. מקדם העילוי הנמוך ביותר הוא בקצה הכנף העולה. כתוצאה מפילוג כזה של מקדמי עילוי, יהיה יותר עילוי על הכנף היורדת מאשר על הכנף העולה ויווצר מומנט

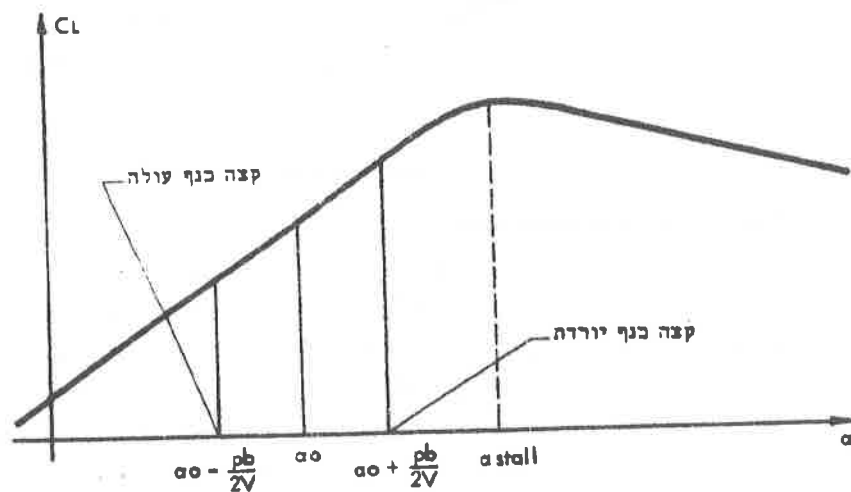
1123-922

- 200 -



ציור מס' 199

גלגול $\angle$ אשר ישאף לרסן את תנועת הגלגול (חרשים 201). כיוון המומנט $\angle$ הפוך לכיוון הגלגול. מרבן שגם יתר המשטחים האנכיים (פרט לכנף) מסיעים לריסון הגלגול.



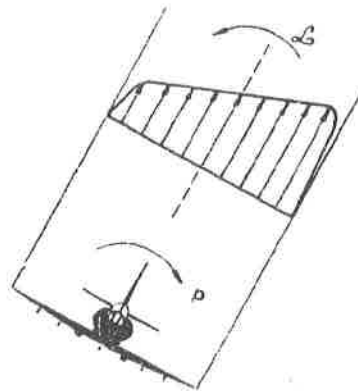
ציור מס' 200

ג. גלגול בהזדקרות

הבעיה בשחרור היא שתמסוט נמצא בהזדקרות. כלומר הזווית $\sigma\sigma$ גדולה יותר מהזווית ההזדקרות α_{stall} . עקב תנועת הגלגול תהיה הזווית והתקפה בכנף היורדת עוד יותר גבוהה (לכיוון ההזדקרות) ולכן תחריף ההזדקרות בכנף זו, בכנף העולה תקטן הזווית והתקפה ויתכן כי קצה כנף זו אף יצא מההזדקרות. פילוג מקדמי העילוי בגלגול ב- ההזדקרות נראה בחרשים 202.

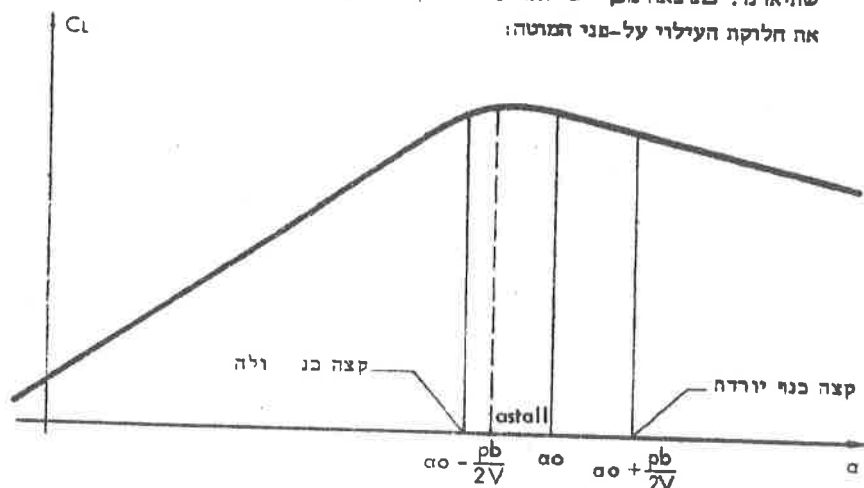
992-123

201 -



ציור מס' 201

הצורה המדויקת של פילוג מקדם העילוי לרחב המוטה תלויה, עבור מטוס מסויים, במהירות הטיסה ובמהירות הגלגול α . אך בקווים כלליים תהיה התמונה כמו זו שתארנו. כתוצאה מכך יש יותר עילוי דקא על הכנף העולה. חרשים 203 מתאר את חלוקת העילוי על-פני המוטה:



ציור מס' 202

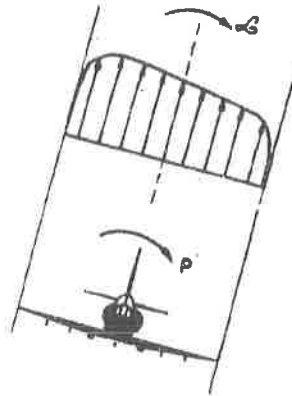
מומנט הגלגול $\mathcal{L}$ הוא הפעם בכיוון הגלגול. כלומר, כאשר מטוס מגלגל בהזדקרות, שוב אין הכנפיים מרסנות את תנועת הגלגול אלא להיפך. מומנט גלגול בתנועה סיבובית במהו ככה בתנועה קווית. המוט יארץ את סיבובו והמהירות α תלך ותגבר.

† גלגול עצמי (אוטורוטציה)

כפי שראינו גורם מומנט הגלגול $\mathcal{L}$, בגלגול בהזדקרות, להאצה סיבובית ולכן תלך

1123-992

- 202 -

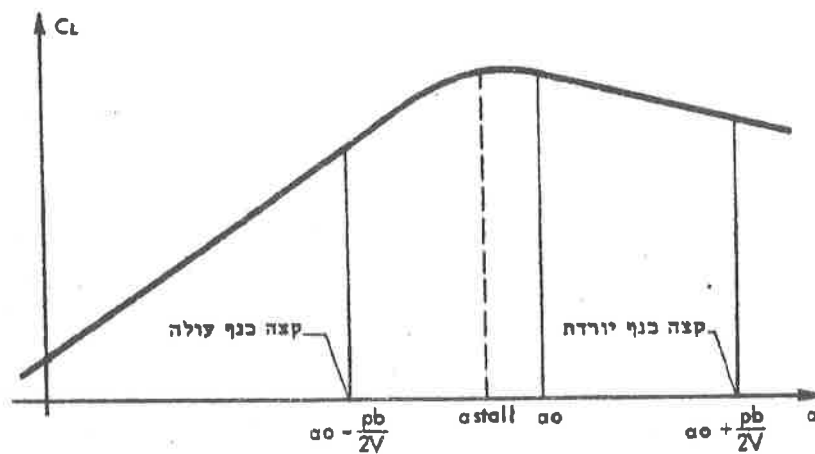


ציור מס' 203

המהירות הסיבובית κ הנגזרת. כאשר κ גדל, גדלים גם השינויים בזוויות והחלקה (גדל $\frac{\rho b}{2V}$). כחוצאה מכך גדל עוד יותר מומנט הגלגול $\mathcal{L}$ אשר מצידו מבביר שוב את κ וחדור הלילה.

תהליך זה אינו נמשך ללא גבול. החל ממהירות סיבובית מסוימת κ , מתחיל מומנט הגלגול $\mathcal{L}$ לקטון עם עלייה נוספת במהירות הסיבובית κ והתאמה פחותה. הסיבה לכך היא צורתו המיוחדת של העקום המצאיר את תלות מקדם העילוי C_L בזווית ההתקפה α . חלק ניכר מהכנף העולה יוצא מהחודקרות, העילוי עליה קטן ולכן קטן גם מומנט הגלגול.

בסתם של דבר נגיע למצב מיוחד בו מתאפס מומנט הגלגול. חלוקת מקדם העילוי מתוארת בתרשים 204.

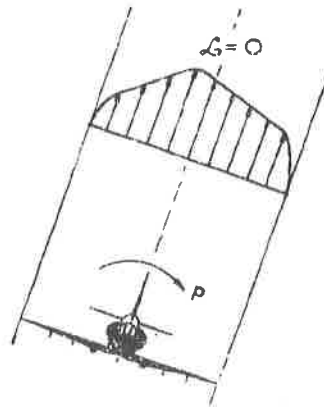


ציור מס' 204

1123-942

במצב זה אין מומנט גלגול, $G = 0$, והמטוס ממשיך להתגלגל במהירות סיבובית קבועה p . לא תהיה האצה ולא תהיה האטה. מצב זה מכונה "גלגול עצמי" או "אוטורוטציה" ומופיע בדרך-כלל, בסחרורים. חלוקה העילוי על הכנפיים מחוראת

בחרשים 205

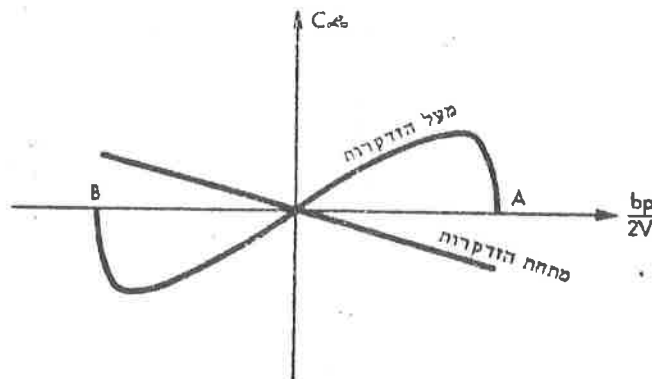


ציור מס' 205

את מומנט הגלגול G נהוג לרשום בצורה:

$$G = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_L$$

כאשר C_L הוא מקדם מומנט הגלגול, מקדם זה חלוי בגודל $\frac{b p}{2V}$ (תרשים 206). בתנועת גלגול מתחם להזדקרות יש מומנט גלגול הפוך לכיוון הגלגול. מומנט זה מרסן את תנועת הגלגול כפי שראינו. בתנועת גלגול מעל להזדקרות מגביר תחילה תמומנט G את מהירות הגלגול p ואחר כך עם עליית ומהירות הסיבובית מגיעים לנקודה A בה $C_L = 0$ והמטוס ממשיך במהירות גלגול קבועה. זהו מצב האוטו-רטציה, נקודה B מקבילה לנקודה A ומופיעה בגלגול בכיוון הפוך.



ציור מס' 206

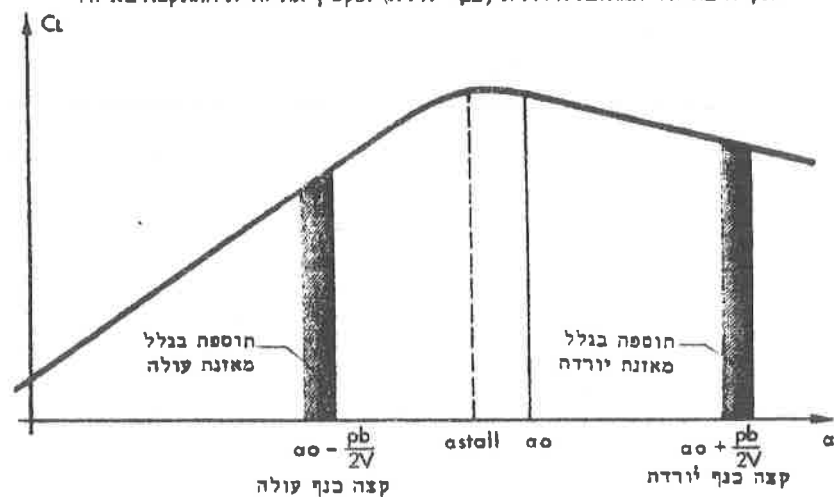
ה. עלרור וסכסוכ בסחרור

תנועת הסכסוכ צמודה לתנועת הגלגל. במיוחד בהדקרות, כאשר מהירות הגלגל גבוהה, יש שינויים ניכרים בזוויות ההחקפה בין כנף לכנף. ההתנודות גבוהה יותר בכנף היורדת ומטוס מסכסוכ לכיוונה. השילוב של הגלגל והסכסוכ גורמים לצורה הספירלית של מסלול הסחרור.

אם המטוס מגלגל ומסכסוכ בו-זמנית, ואט מהירות הגלגל מספיק גבוהה עלול המטוס להתנהג כמו סביבון ומופיעות תופעות ג'ירוסקופיות. תנועת הסכסוכ משנה את כיוון ציר הגלגל ובתוצאה מכך המטוס מעלרר. סיבה נוספת לעלרור יכולה להיות חלוקת המסה בתוך המטוס. אם המסה מרוכזת באף ובזנב בקרוב, נוצרים כוחות צנטריפוגליים הגורמים למתנטי עלרור. ככלל קשורות תופעות אלה לאפיו של המטוס.

ו. יציאה מסחרור

אופן היציאה מסחרור חלוי בצורתו של הגרף המתאר את מקדם העילוי כנגד זווית ההחקפה. במרבית המטוסים אין טעם להפעיל את המאזנות על-מנת להפסיק את הגלגול. כיון שלהפעלת המאזנות תהיה השפעה חלשה לאחר ההדקרות ובאטורוסציה. אם למשל, נפעיל את המאזנות בצורה המקובלת להפסקת הגלגול, נגדיל את זווית ההחקפה באיזור המאזנת היורדת (כנף יורדת) ונקטין את זווית ההחקפה באיזור



ציור מס' 207

המאזנת העולה (כנף עולה). השינויים בעילוי יהיו זחים במעט בשתי הכנפיים (תרשים 207), ולא תהיה השפעה על מתנסט הגלגול $\mathcal{L}$. מצב רומה יתהווה בהפעלת המאזנות בכיוון הפוך.

כיון שהמאזנות אינן משפיעות, נהוג להשתמש בהגה כיוון. בהרכבה מטוסים, במיוחד

באלו בעלי הכסף הישרה, אפשר ליצור מומנט גלגול בעזרת הגה הכיוון, ואם המייצב מספיק גדול אפשר לבלוט את הגלגול ואחר-כך לצאת מההזדקרות בעזרת הגה הגובה (מטה היגוי - קדימה). במטוסים כאלה דאגים לכך שמייצב הכיוון יהיה עד כמה שאפשר פחות כ"צל האווירודינמי" של מייצב הגובה. (מייצב גובה - גבה או אחורי). במטוסים אחרים, במיוחד בעלי כנף משוכה לאחור, מפעילים את הגה הכיוון בצורה חפזה ומפסיקים את סבסוב המטוס ואחר-כך יוצאים מההזדקרות.

16. - טיסה אסימטרית

א. מ ב ו א

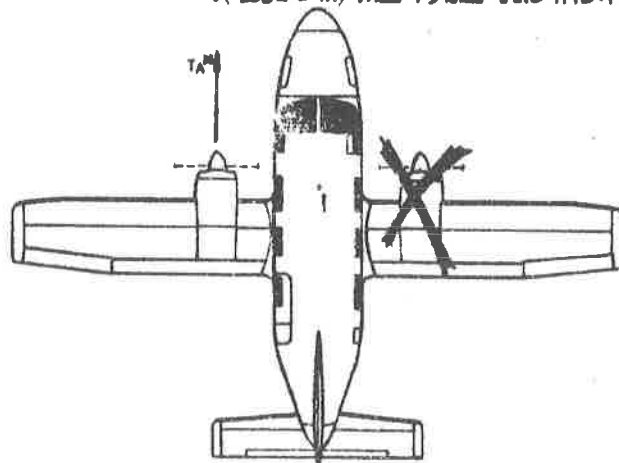
מישור העלרוד של מטוס, הנגרר ע"י צירי תוכנה האורך, מהווה מישור סימטריה נאמטוד ולכן גם אווירודינמי. כל צד של מישור זה מהווה תמונת ראי של הצד השני. הטיסה האופקית הישירה המקובלת היא טיסה סימטרית, קיימת חזות בין התופעות ה- אווירודינמיות משני צידי מישור העלרוד.

דרישה הסימטריה חלה גם על אמצעי ההנעה. במקרה של מטוס חד מנועי מונח ציר המנוע במישור העלרוד. במקרה של מטוס דו מנועי יהיה מקום המנועים סימטרי ביחס למישור העלרוד, האותו מצב יהיה גם במטוס רב מנועי. תמיד יש לדאוג לכך שמומנטי הסבסוב של המנועים יבטלו זה את זה.

סימטריה זו מופרת כאשר משתחק אחד המנועים (במטוס דו-מנועי או רב-מנועי). ה- דחף מפסיק להיות סימטרי המטוס מתחיל לסבסב לכיוון המנוע המשותק. כיוון ה- טיסה המקורי אינו נשמר וישנה גם תבועיה של נפילת הדחף. כדי להתגבר על כך יש צורך לאזן את מומנטי הסבסוב ע"י תנה הכיוון (כל זמן הטיסה) וכך להעביר את המנוע (או המנועים) תצורת. לטיסה כזו קוראים טיסה אסימטרית.

ב. בעיות הטיסה האסימטרית

נתבונן לדוגמה במטוס דו-מנועי (אם כי הציר נכון גם לגבי מטוס רב-מנועי) בטיסה אופקית וישירה שאחד ממנועים בכה. (חרשים 206).

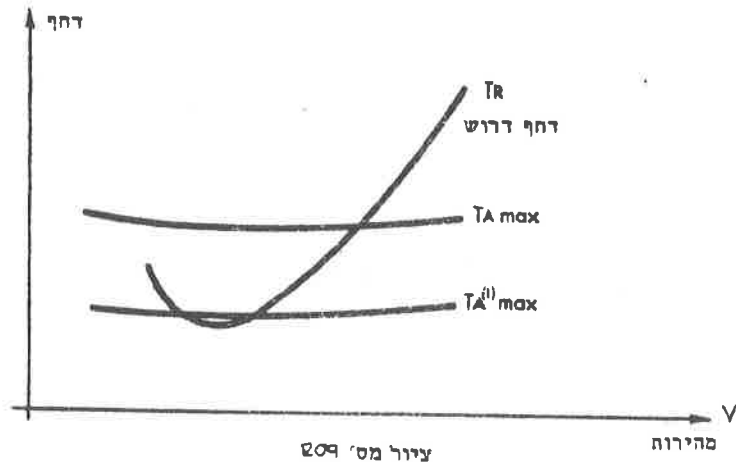


ציור מס' 206

את הדחף המצוי במנוע האחד נסמן ב- $TA^{(1)}$. ברור כי תנאי ראשון להמשך הטיסה הוא לפחות שוויון בין הדחף המצוי המירבי במנוע (מצערת מלאה) לבין הדחף הדרוש המינימלי לצורך הטיסה האופקית הישירה (חרשים 209).

1123-992

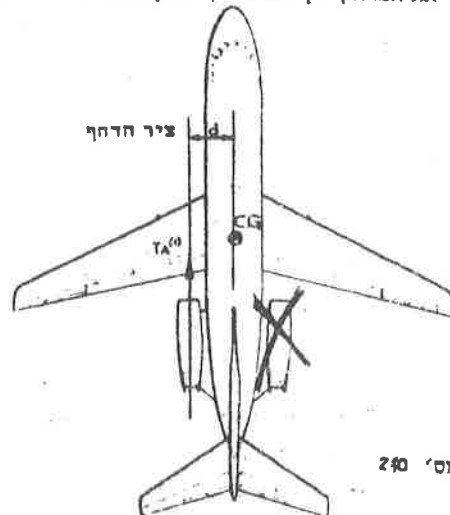
-207-



כלומר הבעיה הראשונה היא מילוי התנאי

$$(1) \quad T_A^{(1)max} \geq T_R \min$$

תנאי זה מתמלא ע"י בניית מנוע מסמיק חזק-מובן גם כי ככל שגובה הטיסה נמוך יותר כן יהיה קל יותר למלא את התנאי (1), כי הדחף המצוי במנוע הולך ועולה עם הירידה בגובה בעוד שהדחף הדרוש המינימלי נשאר קבוע. תנאי נוסף להמשך הטיסה הוא איזון מומנט הסבסוב אותו מעורר המנוע והחי עקב אי-ה-סימטריה שלו. נסמן ב- d את המרחק בין ציר הדחף לבין מרכז הכובד של המטוס (תרשים 240).



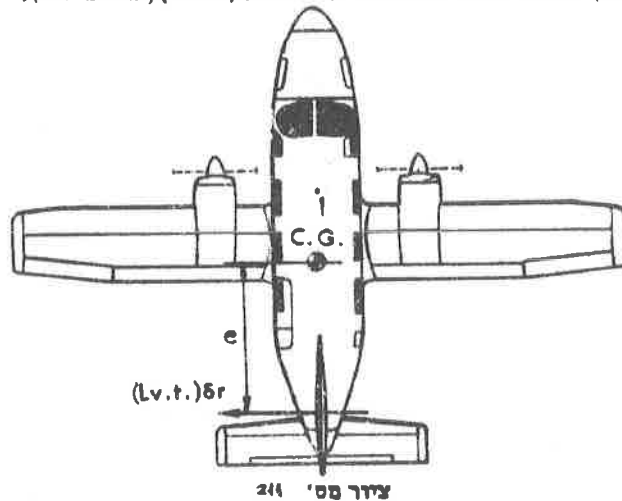
ציור מס' 240

מומנט הסבסוב אותו יש לאזן הוא:

$$(2) \quad T_A^{(1)} \cdot d$$

423-992

האיזון מתבצע ע"י חטייה קבועה של תגה הכיחון. על תגה הכיחון נוצר כוח עליו $(L v.t.) \delta r$ (ראה פרק י"ד) אשר אם יהיה מספיק גדול יאזן את המומנט (2). נסמן ב- e את המרחק ממרכז הכובד של המטוס עד לכוח $(L v.t.) \delta r$ (תרשים 214).



הבעיה השנייה של חטייה האסימטרית תהיה איפוא איזון מומנטי הסכטוב:

$$(3) \quad T_A^{(b)} \cdot d = (L v.t.) \delta r \cdot e$$

כלומר על התגה להיות בנוי כך שיאזן את מומנט הסכטוב של המנוע. (תרשים 212). בכמה מטוסים בונים את המנוע כך שציר הדחף עובר קרוב מאוד למרכז הכובד ואז d קטן. הערה: כיון שהפעלת התגה יוצרת כוח לא מאוזן, לא ימשיך המטוס בטיסת קו ישר, אלא יטוס בזווית צידוד קבועה.

ג. המהירות הקריטית

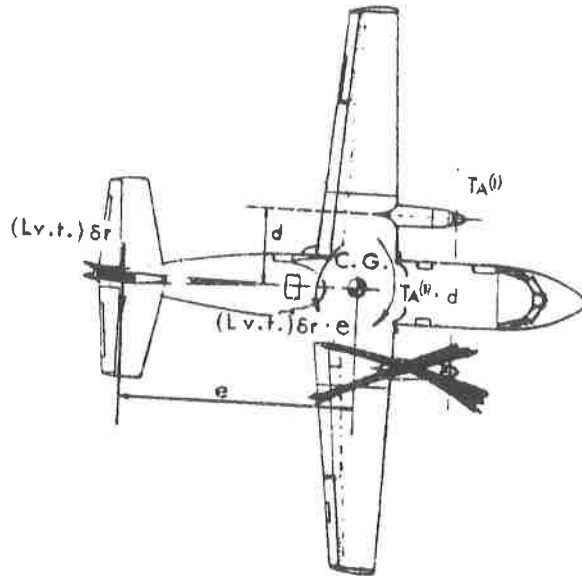
כפי שכבר למדנו בפרק 44 גיחון הכוח $(L v.t.) \delta r$ ע"י:

$$(4) \quad (L v.t.) \delta r = \frac{1}{2} \rho V^2 q_z S v.t. Tr \delta r$$

כאשר V מהירות חטייה, q_z גורם תיקון למהירות באזור הזנב, $S v.t.$ שטח מייצב הכיחון, Tr יעילות התגה ו- δr זווית החטייה. עתה נוכל לרשום את התנאי (3) בצורה:

$$(5) \quad T_A^{(b)} \cdot d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot q_z \cdot S v.t. \cdot Tr \cdot \delta r \cdot e$$

מתוך (5) נראה כי עבור דחף קבוע וגובה טיסה קבוע, אפשר להקטין את המהירות רק אם מגדילים את זווית החטייה של התגה δr (כלומר תוספת "רגל"). המהירות V וזווית החטייה הם הגורמים היחידים הנשלטים ע"י חטייה.



ציור מס' 212

לגבי $TA^{(0)}$ הרי שבד"כ הוא בקושי מספיק להמשיך הטיסה ולכן כנצלנו אותו במלואו ניתן לראותו כקבוע.

קיימת מהירות מינימלית המתקבלת ב- δr מקסימלי, כלומר ברגל מלאה. מהירות זו היא המהירות הקריטית של הטיסה האסימטרית. מתחת למהירות הקריטית, של הטיסה האסימטרית, אפילו הטיסה מירבית של הגה הכיוון לא תצליח לאזן את מומנט הסכסוב של המנוע.

המהירות הקריטית V_{crit} , ניתנת ע"י:

$$(6) \quad TA^{(0)}.d = \frac{1}{2} \rho V_{crit}^2 S v.f. \delta r_{max} e$$

כאשר δr_{max} היא הטיית ההגה המקסימלית האפשרית. בדרך כלל שואפים לבנות מטוס כך שהמהירות הקריטית וההיטה עד כמה שאפשר קרובה למהירות ההזדקרות בטיסה אופקית וישרה. עם העלייה בגובה הטיסה קטנה הצפיפות ρ וקטן גם הדחף המצוי $TA^{(0)}$. הירידה היא באותה מידה בערך. לכן נראה מתוך (6) כי המהירות הקריטית במעט ואינה משפעת מהגובה. המהירות הקריטית המסומנת, לעומת זאת, חלק וחקטן עם הגובה. טיסה במהירות הקריטית אינה רצויה, המטוס טס על מגבלה. קשה למשל לסבסב ל- כיוון המנוע החזי אם הרגל לחרצה במעט עד הסוף. למעמים אפשרי סכסוב כזה ע"י דחף המנוע אבל אז המטוס ב- ד"כ יאבד גובה עקב המסדר בדחף.

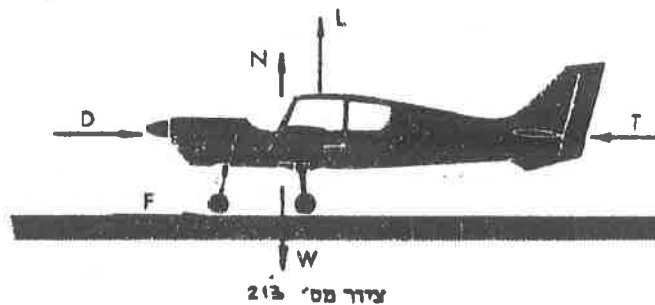
47. - המראה ונחיתה

א. מ ב ו א

ההמראה והנחיתה מופיעות בכל טיסה. בהמראה אוסף המטוס מהירות אשר תספק לו את העילוי הדרוש כדי להימצא באוויר. בנחיתה הבעיה היא לבלום את מהירות המטוס עד לעצירה. תוך-כדי מגע עם הקרקע מופיעים כוחות אשר אינם קיימים באוויר והם תוצאה של המגע עם הקרקע: כוח חיכוך וכוח נורמלי. הטכניקה של ההמראה והנחיתה שונה ממטוס למטוס וכאן נדון רק בשיקולים אווירודינמיים כלליים.

ב. משוואות שיווי המשקל בהמראה

נתבונן בכוחות הפועלים על המטוס תוך-כדי ההמראה (תרשים 213).



צידור מס' 213

פרט לכוחות הרגילים - עילוי, התנגדות, דחף המשקל - מופיעים עוד שני כוחות עקב המגע עם הקרקע: כוח נורמלי N שהוא תגובת הקרקע ללחץ המטוס וכוח חיכוך F המתנגד לתנועת המטוס. כוחות אלה קשורים ביניהם על-ידי הביטוי:

$$(1) \quad F = \mu N$$

כאשר μ הוא מקדם החיכוך בין המטוס למסלול.

$$\mu = 0.03 + 0.05 \quad \text{עבור מסלולי בטון:}$$

$$\mu = 0.05 + 0.08 \quad \text{עבור מסלולי רשא:}$$

נדון עתה במשוואות שיווי המשקל. בכיוון ניצב למסלול אין למטוס תאוצה ולכן יהיה סכום הכוחות בכיוון זה אפס:

$$(2) \quad L + N = W$$

או:

$$(3) \quad N = W - L$$

הכוח הנורמלי N הוא ההפרש בין משקל המטוס לעילוי. תוך-כדי ההמראה הולך

העילוי וגרל והכוח הנורמלי קטן.

עתה נוכל לרשום את כוח החיכוך F בצורה:

$$(4) \quad F = \mu(W - L)$$

כלומר עלייה בעילוי מקטינה את החיכוך.

סכום הכוחות בכיוון החנועה אינו אפס. המוטס מאיץ תודות לכוח שקוי בכיוון ה-

תנועה. לפי חוק ניוטון יהיה:

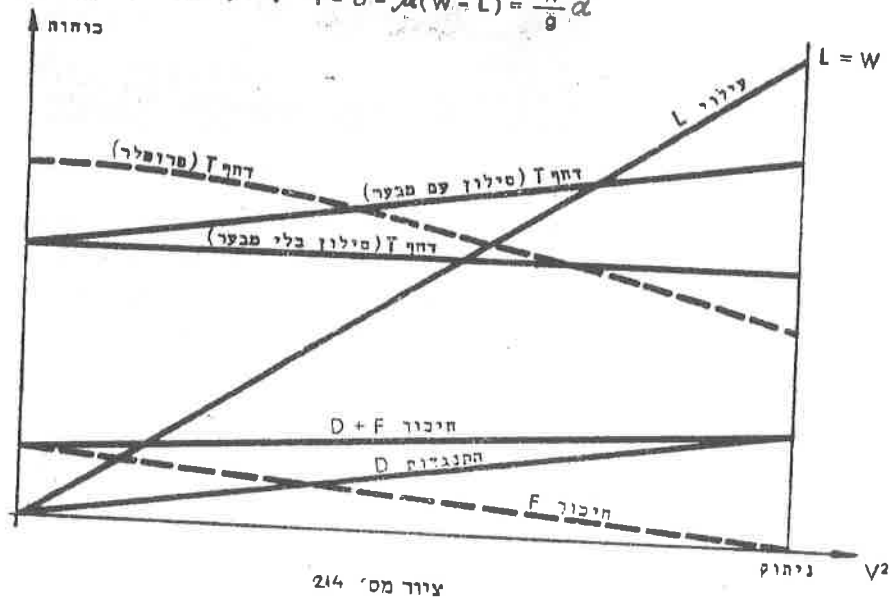
$$(5) \quad T - D - F = \frac{W}{g} a$$

כאשר a היא תאוצת המוטס. נציב לכאן את F מתוך (4) ונקבל:

$$(6) \quad T - D - \mu(W - L) = \frac{W}{g} a$$

משוואה (6) היא משוואת ההמראה. מבחינה מספרית יש לכתוב משוואה חדשה לכל פרק זמן כיון שהכוחות T, D, L משתנים תוך כדי הריצה (תרשים 214). לכן נהוג להשתמש לפעמים בערכים ממוצעים של העילוי והתנגדות (אותם נסמן עם קו למעלה) $\bar{D}, \bar{L}$ ואז מתקבלת משוואה אחת לכל ההמראה עם תאוצה ממוצעת $\bar{a}$:

$$(7) \quad T - \bar{D} - \mu(W - \bar{L}) = \frac{W}{g} \bar{a}$$



ג. קיצור מסלול ההמראה

בדרך-כלל מעוניינים במסלול המראה קצר ככל האפשר. לשם כך דרושה תאוצה a

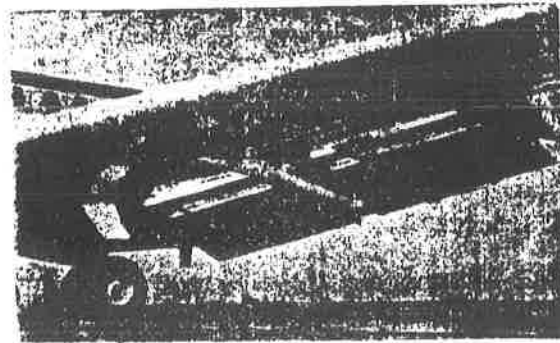
מקסימלית. מתוך התבוננות ב-(6) נראה כי תאוצה מירבית תתקבל עבור:

(א) דחף T מירבי.

(ב) התנגדות D נמוכה ככל האפשר.

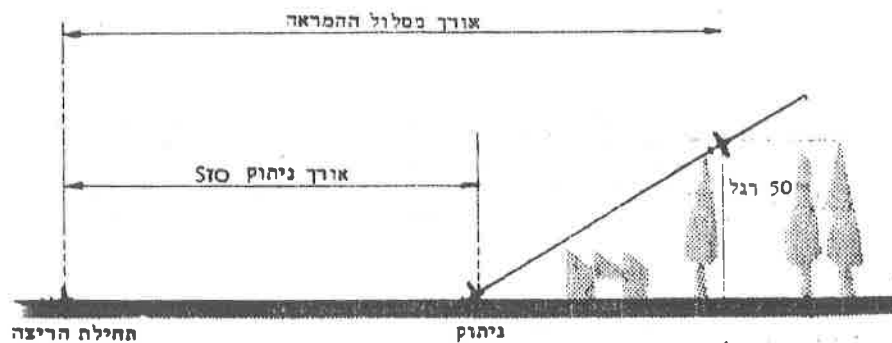
1123-992

- (ג) חיכוך נמוך, כלומר μ קטן ודרוש מסלול חלק.
 (ד) משקל W נמוך.
 (ה) עילוי L גבוה.
 הדרישות (ב) ו-(ה) הן סותרות במידה מסוימת. פשרה טובה מושגת ע"י שימוש במדפים (תצלום 215 מראה מדפי סאלר בפוליס).



ציור מס' 215

אורך הניתוק של המראה Sto הוא המרחק מתחילת הריצה עד מקום הניתוק. אך באורך מסלול המראה נהוג לקחת את המרחק מתחילת הריצה עד המקום בו גובה המטוס 50 רגל. הסיבה היא שגובהו של מכשול ממרצע הוא 50 רגל (חרשים 216).



ציור מס' 216

ברור כי מהירות הניתוק המינימלית V_{to} , היא מהירות ההזדקרות V_{stall} . אבל מטעמי בטיחות נהוג להציע לניתוק במהירות קצת יותר גבוהה ממהירות ההזדקרות. מהירות הניתוק תהיה:

$$V_{to} = (1 + p) V_{stall} \quad (8)$$

1123-992

- 213 -

כאשר ρ הוא מקדם כוחות אשר ערכו בקרוב $\rho = 0.3$,
אורך הניחוק ניתן ע"י הביטוי:

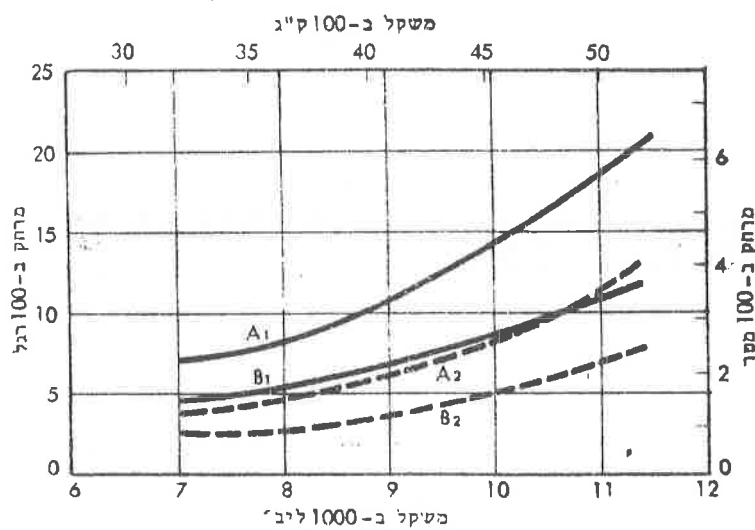
$$(9) \quad S_{TO} = \frac{V_{TO}^2}{2a}$$

ככל שמהירות ההזדקרות V_{stall} קטנה יותר יהיה גם אורך מסלול ההמראה קצר יותר, כזכור ניתנת מהירות ההזדקרות, בטיסה אופקית וישרה, על-דיו:

$$(10) \quad V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}}$$

ככל שהמטוס שוקל פחות, מהירות ההזדקרות קטנה יותר והמסלול קצר יותר, נובל גם לרון בהשפעת גורמים נוספים:

(א) הגובה, עלייה בגובה מקטינה את הצפיפות, לכן מהירות ההזדקרות גדלה ואורך המסלול גם כן גדל (חרישים 247).



מסלול ההמראה עבור המטוס DHC-6
קו מלא - אורך מסלול ההמראה (עד גובה 50 רגל)
קו מרוסק - אורך הניחוק
 A_1, A_2 - גובה 5000 רגל
 B_1, B_2 - גובה פני הים

ציור מס' 247

(ב) הטמפרטורה. חימום האוויר מביא להתפשטות ולכן להקטנת הצפיפות ולהגדלת

מהירות ההזדקרות. כחוצאה מכך גדל אורך מסלול ההמראה בימים חמים.

(ג) אדי מים. צפיפות אדי המים קטנה מזו של האוויר, אוויר המכיל אדי מים הוא

פחות צפוף מאוויר יבש ומהירות ההזדקרות גדלה, כלומר באוויר לח המסלול מתארך.

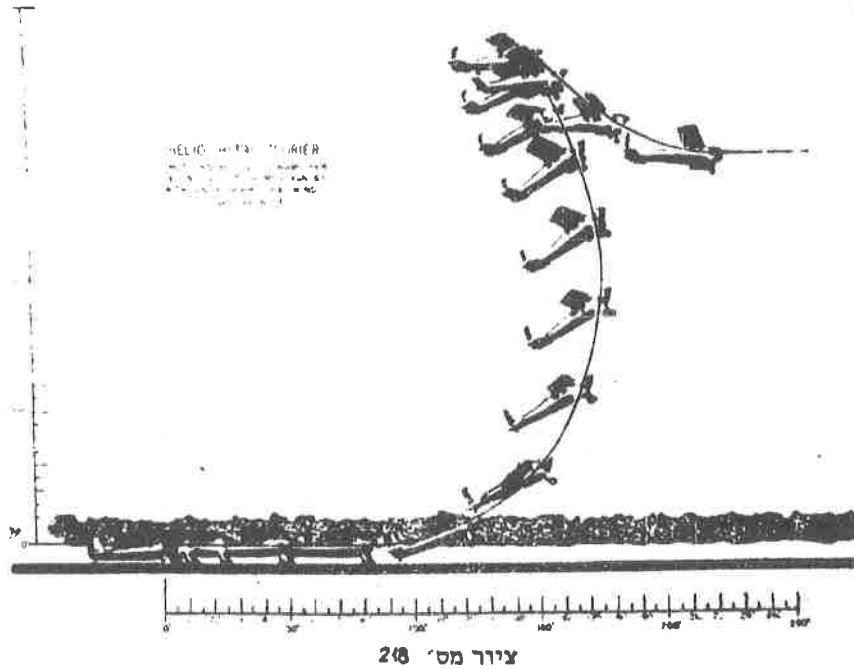
(ד) רוח. רוח-אף מקצרת את אורך מסלול ההמראה, המהירות הקובעת לגבי העילוי

היא המהירות היחסית בין המטוס לאוויר, רוח-אף "מסיעה" את המטוס, עם גוש

1123-992

- 214 -

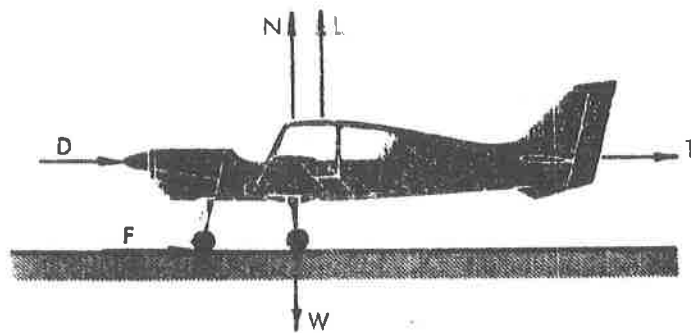
האוויר בו הוא נמצא, לאחר ולכן מבחינת צופה על הקרקע אורך המסלול קטן.
(תצלום 218) רוח-גב תאריך את המסלול.



ציור מס' 218

+. משוראות שיור המסקל בנחיתה

תרשים 219 מציג את הכוחות הפועלים על המטוס בזמן הנחיתה.



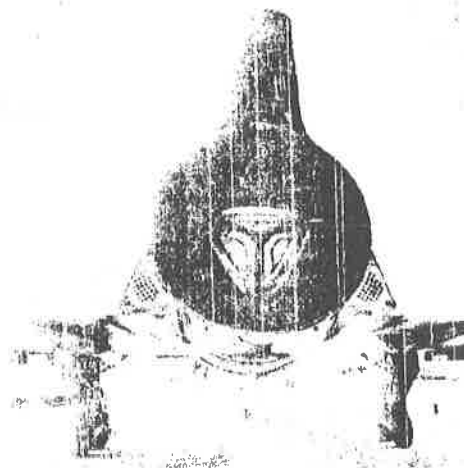
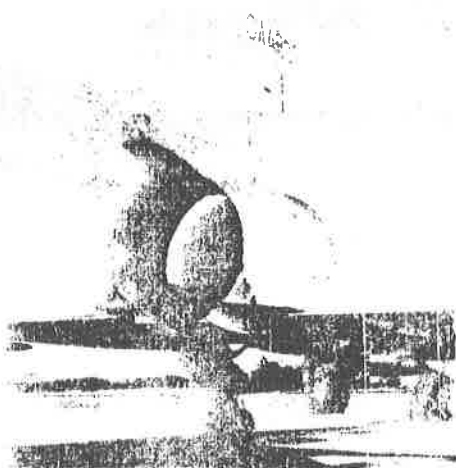
ציור מס' 219

הכוחות הם אותם כמו בהמראה אלא שהכיוונים שונים. מרבית המטוסים נוחים עם מנוע סגור ($T = 0$), אבל הכמה מטוסים ניתן להשיג דחף הפוך. למשל בפרופלר עם פסיעה הפוכה או במנוע סילון עם מגנזון להפיכת הדחף (תצלומים 220, 221). עקרון המגנזון, במנוע בסילון, הוא הפוך זרם הסילון.



תמונת המכונה המופיעה בתמונה
עמוד 10

תאוצת המטוס במונחים היא שלילית, תאוצת המטוס המופיעה בתמונה
שקול הפועל "המטוס" הוא שלילי, תאוצת המטוס המופיעה בתמונה
כאשר $L = 1$ (המטוס המופיע בתמונה) תאוצת המטוס המופיע בתמונה



מנגנון הפיכת הלחץ במכונה SAAB 37 VIGGEN
המנגנון המופיע בתמונה, המנגנון המופיע בתמונה
המנגנון המופיע בתמונה

ולכן תהיה משוואת הנדסה:

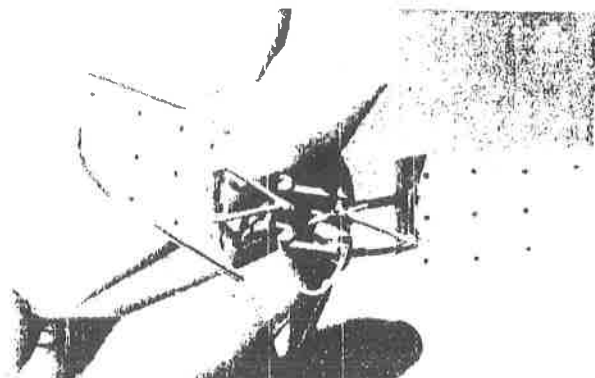
$$(12) \quad T + P + U(W - L) = \frac{W}{g} a$$

בדומה להכרחי ההתאמה גם כאן משוואה עם ערכים מסוימים:

$$(13) \quad T + P + U(W - L) = \frac{W}{g} a$$

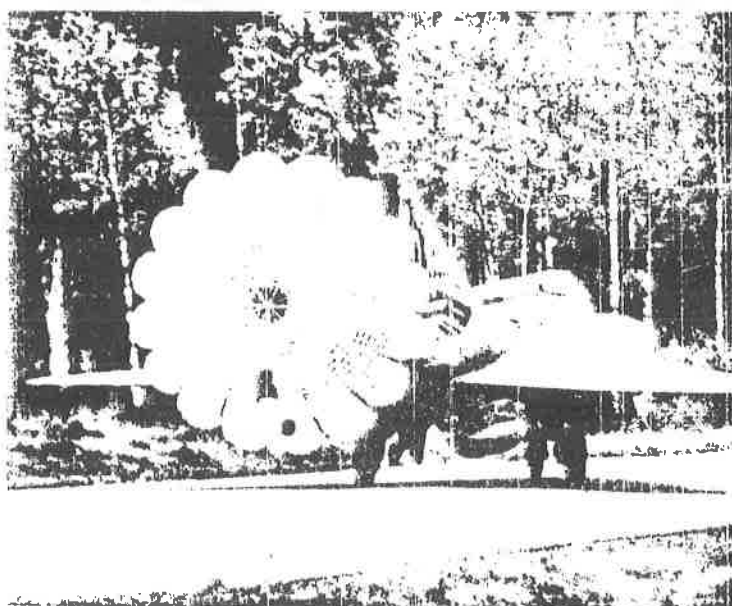
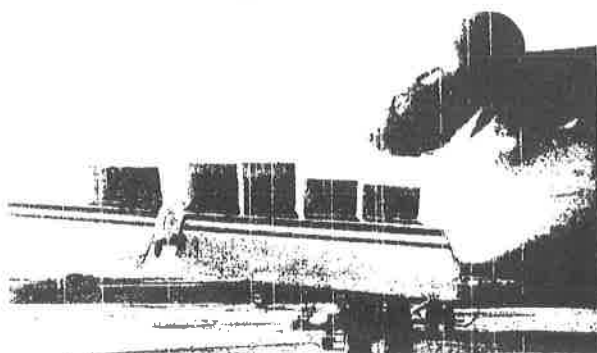
1972 - 15

- 216 -

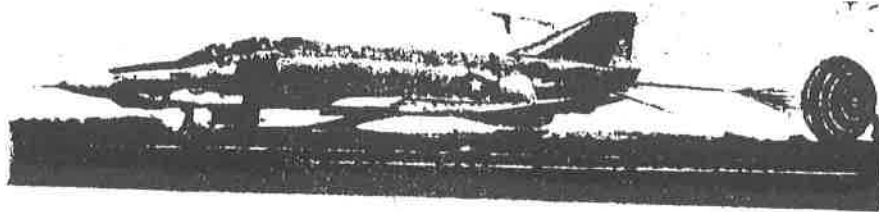


ציור מס' 222

ציור מס' 223



ציור מס' 224



ציור מס' 225

ד. קצור מסלול הנחיתה

מתוך (13) נקבל תמונה של הגורמים המשפיעים על מסלול נחיתה קצר כלומר על

תאוריה α גבוהה.

(א) הדחף ההפוך T צריך להיות מירבי. אם אין דחף הפוך יש לסגור את המנוע

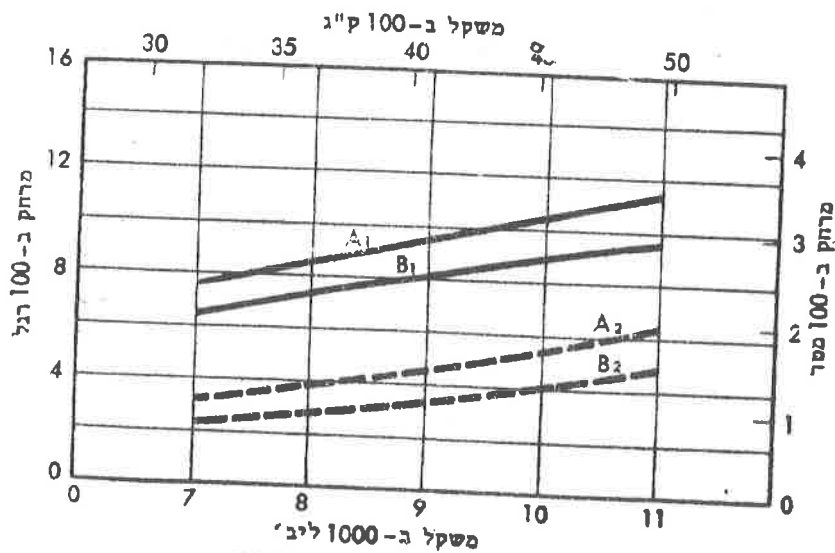
$$T = 0$$

(ב) דרושה התנגדות גבוהה. התנגדות גבוהה בנחיתה מושגת ע"י שימוש באבזרים

מיוחדים להגברת ההתנגדות כמו מעצורי אוויר (תצלומים 223, 222) תצנחי

עצירה (תצלומים 224, 225).

(ג) חיכוך גבוה. על מקדם החיכוך μ להיות, בנחיתה, גבוה ככל האפשר. לשם-כך משתמשים במעצורים לנלגלים. מגיעים עד כדי $\mu = 0.6$.



מסלול נחיתה עבור המטוס DHC-6
 קו מלא - אורך מסלול הנחיתה (עד גובה 50 רגל)
 קו מרוסק - אורך הנחיתה
 A₁, B₁ - גובה 5000 רגל
 A₂, B₂ - גובה פני הים

ציור מס' 226

(ד) עילוי L נמוך. עילוי נמוך מגדיל את הכוח הנורמלי בין המטוס לקרקע ולכן גדל גם כוח החיכוך והמסלול מתקצר. יש לשים לב כי בנישה לנחיתה (עד ה- נגיעה) דרוש מקדם עילוי גבוה כדי להקטין את מהירות הנגיעה.
(ה) משקל נמוך. הקטנה במשקל מקטינה את מהירות ההזדקרות, לכן גם את מהירות הנגיעה. כמו-כן קטנה התמדת המטוס עם הירידה במשקל.
כאורך מסלול הנחיתה מגדירים את המרחק מהמקום בו גובה המטוס 50 רגל עד נקודת העצירה. אורך הריצה הוא המרחק אותו עושה המטוס על-פני המסלול. נסמן את מהירות הנגיעה ב- V_L . מהירות זו קרובה מאד למהירות ההזדקרות (אם כי מעט גבוהה ממנה מטעמי בטיחות). אורך הריצה בנחיתה S_L ניתן ע"י:
(14) $S_L = \frac{V_L^2}{2a}$
גורמים נוספים המשפיעים על אורך מסלול הנחיתה, הם אלה שהכרנו כבר ב- המראה, כלומר: גובה, טמפרטורה, ארי מים ורוח. השפעת גורמים אלה זהה להשפעתם בהמראה.

חרשים 226 מראה את השפעת המשקל והגובה.

ה. גורמים נוספים בהמראה ובנחיתה

- לסכום הפרק נציין עוד כמה גורמים המשפיעים בהמראה ובנחיתה.
- (א) השפעת רוח צד: רוח צד מכה על המשטחים האנכיים של המטוס וגורמת לסכסוכ. אפשר להתגבר על כך בהטייה מותאימה של הגה הכיוון. כמו-כן גורמת רוח צד לנטייה לגלגול כיון שהיא פוגעת רק בצד אחד של המסוס. על כך אפשר להתגבר ע"י שימוש במאזנות.
- (ב) בנסיקה לאחר המראה ובהנמסה לפני נחיתה, מופיע אפקט ג'ירוסקופי המכניא לנטייה לסכסוכ.
- (ג) בנחיתה מופיעים מומנטי התמדה השואפים להפיל את אף המטוס. במטוסים עם גלגל חרטום הנפילה הוא על הגלגל, אבל במטוסים עם גלגל זנב עלולות להתעורר בעיות.

- טווח ושהייה

108

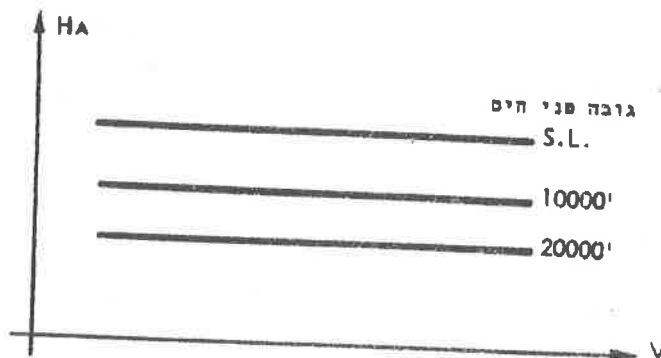
א. מ. ב. א.

בהגדרה, טיסת טווח היא טיסה למרחק מירבי וטיסת שהייה היא טיסה לזמן מירבי. שתי הטיסות הן עבור כמות דלק נתונה. בטיסת טווח אין חשיבות לזמן הטיסה ובטיסת שהייה אין חשיבות למרחק אותו עובר המטוס. במקרים שונים נדרש המטוס לטוס טיסת טווח או שהייה ויש להבין איך הדפכים טיסות אלו למיטביות. כאן נדון בנפרד במטוסי סילון ובמטוסי בוכנה.

ב. הנחות היסוד לגבי מטוסי בוכנה

בכדי להקל על הדיון בטיסת טווח ושהייה של מטוס המונע ע"י מנוע בוכנה, נניח כמה הנחות מקלות:

א. ההספק המצוי של מנוע הבוכנה HA אינו תלוי במהירות הטיסה אלא רק בגובה הטיסה (ובמובן במצערת). הנחה זו (חרישים 227) היא מקורבת למציאות אך מספיק מדויקת.



ציור מס' 227

ב. כמות הדלק הנשרפת בשנייה אחת, אותה נסמן ב-F, יחסית להספק המצוי HA. הביטוי המתמטי המתאים הוא:

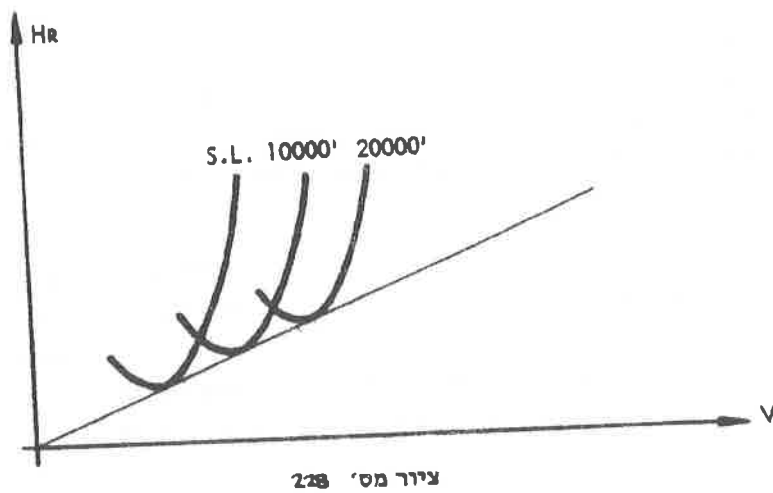
$$(1) \quad \dot{F} = \frac{f_H}{\gamma} H_A$$

f_H היא תצורת הדלק הסגולית (מבוטאת על הספק) המראה כמה ק"ג דלק יש לספק למנוע בשנייה אחת כדי לקבל יחידת הספק אחת, ללא הפסדים. תצורת הדלק הסגולית יורדת עם העלייה בגובה, אך בדיון שלפנינו נניח כי היא קבועה. γ היא נצילות המנוע הבאה לבטא הפסדים שונים של מערכת ההנעה. γ הוא מספר קבוע שאינו תלוי במהירות ובגובה הטיסה.

ג. המטוס טס טיסה אופקית וישרה. כלומר, אנו יוצאים מתוך ההנחה כי גם טיסת

הטוח וגם טיסת השהייה מתבצעות בטיסה אופקית וישרה. הרוחף הדרוש חלוי, לכן, במהירות ובגובה כמתואר בתרשים 228. נוסף לכך קיימת המשוואה האופיינית למטוסי בוכנה בטיסה אופקית וישרה:

$$(2) \quad \dots \dots \dots H_A = H_R$$



ג. טיסת שהייה במטוסי בוכנה

טיסת השהייה של המטוס תחזקבל כאשר שריפת הדלק תהיה איטית ככל האפשר. כלומר התנאי לטיסת שהייה יהיה:

$$(3) \quad \dots \dots \dots \dot{F} \rightarrow \min$$

מתוך (1) יוצא כי התנאי (3) הוא:

$$(4) \quad \dots \dots \dots \frac{f_H}{\gamma} H_A \rightarrow \min$$

אבל, כיון שבטיסה אופקית וישרה $H_A = H_R$ נקבל:

$$(5) \quad \dots \dots \dots \frac{f_H}{\gamma} H_R \rightarrow \min$$

הם קבועים לפי הנחה (ב). לכן תהיה הדרישה לטיסת שהייה:

$$(6) \quad \dots \dots \dots H_R \rightarrow \min$$

כלומר, על המטוס לטוס בהספק דרוש מינימלי, בכדי לשהות זמן מירבי באוויר. אם נתבונן בעקומי ההספק (תרשים 229) נראה כי בכל גובה יש מינימום להספק הדרוש אך המינימלי מכלם מחזקבל בגובה הנמוך ביותר. מכאן שטיסת שהייה של מטוס בוכנה מחזקבלת בגובה מינימלי.

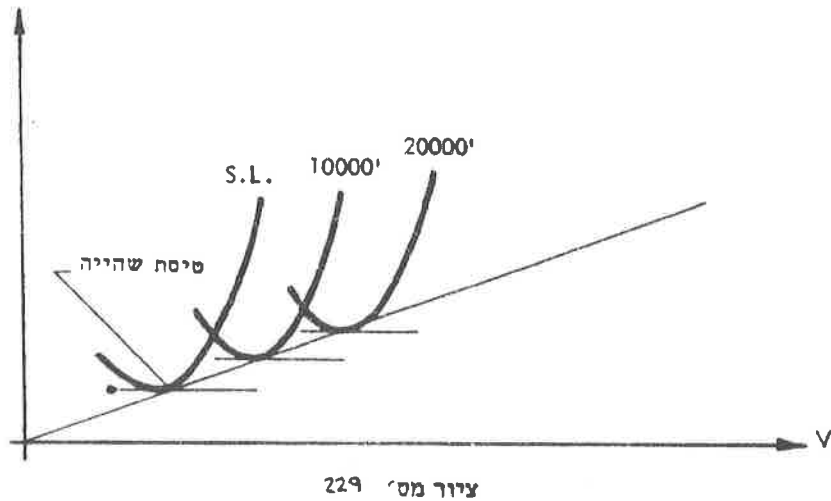
המהירות המתאימה לטיסת השהייה היא מסויימת וכן גם הזווית החתקפה. אפשר להראות כי שהיית מטוס בוכנה היא מירבית כאשר מחזקיימת הדרשה:

$$(7) \quad \dots \dots \dots \frac{C_L \sqrt{C_D}}{C_D} \rightarrow \max$$

חווית ההתקפה המתאימה היא זו בה מקדם העילוי C_L הוא:

$$(8) \quad C_L = \sqrt{3} \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

הגדלת משקל המטוס תקטין את השהייה. תוספת משקל פירושה תוספת עילוי ולכן גם תוספת ההתנגדות ותוספת הספק. המטוס יצרוך יותר דלק והשהייה תקטן.



†. סיסת טורח במטוסי בוכנה

עבור סיסת טורח תהיה הדרישה לעבור את הדרך המירבית בשביל כמות דלק נתונה. אם נסמן את זמן הטיסה ב- t ואח הדרך ב- S יהיה:

$$(9) \quad S = V \cdot t$$

ולצורך סיסת הטורח הדרישה:

$$(10) \quad S \rightarrow \max$$

או:

$$(11) \quad (Vt) \rightarrow \max$$

כמות הדלק הכללית שיש למטוס F היא:

$$(12) \quad F = \dot{F} t$$

כלומר, זמן הטיסה הוא:

$$(13) \quad t = \frac{F}{\dot{F}}$$

הדרישה לטיסת הטורח (11) תהיה:

$$(14) \quad \frac{VF}{\dot{F}} \rightarrow \max$$

ענה נציב את F מתוך (11) ונקבל:

$$(15) \quad \frac{2}{f_H} \cdot \frac{VF}{H_A} \rightarrow \max$$

ובכיון שהטיסה אופקית וישירה, $H_A = H_R$ ולכן:

$$(16) \quad \frac{2}{f_H} \cdot \frac{FV}{H_R} \rightarrow \max$$

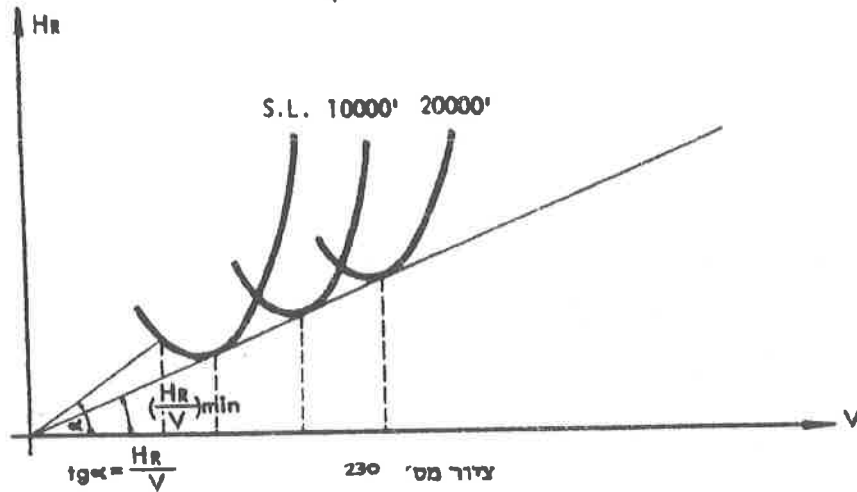
1123-992

מתוך דרישה המקסימום (16) נוכל להוציא את כל הגדלים הקבועים
תישאר הדרישה:

(17) $\frac{V}{H_R} \rightarrow \max$

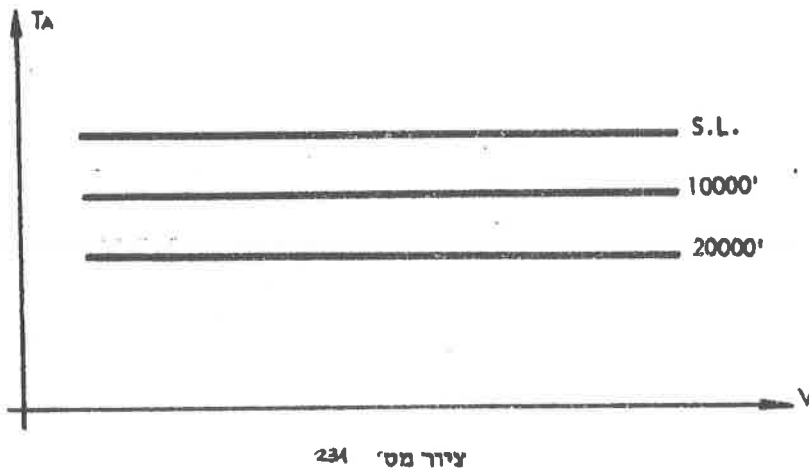
או:

(18) $\frac{H_R}{V} \rightarrow \min$



אם נתבונן עתה בעקומי החסמק (תרשים 230) נראה כי הדרישה (18) מתקבלת במשק
היחבא מהראשית.

העורך המינימלי של $\frac{H_R}{V}$ הוא אותו בכל הגבהים. מכאן, שטיסת טוח של מטוס בוכנה
איתנה תלויה בגובה הטיסה. מחירות הטיסה תשתנה עם הגובה (חלך והגדל עם העלייה
בגובה) אך זווית ההיסקפה המותאימה לטיסת טוח של מטוסי בוכנה היא אחת. אפשר
להראות כי בטיסת טוח של מטוס בוכנה היעילות האווירודינמית היא מקסימלית:



$$(19) \quad \frac{C_L}{C_D} \rightarrow \max$$

ומקדם העילוי אז יהיה:

$$(20) \quad C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

ה. הנחות היסוד לגבי מטוסי סילון

כפי שעשינו לגבי מטוסי בוכנה נעשה גם כאן כמה הנחות יסוד מקורבות, להקלח הטיפול המחממט.

א. הדרחף המצוי של מנוע הסילון, T_A , אינו תלוי במהירות הטיסה אלא רק בגובה הטיסה ובספיקת הדלק. הנחה זו (תרשים 234) היא מקורבת אך מספיק מדויקת עבור הניתוח.

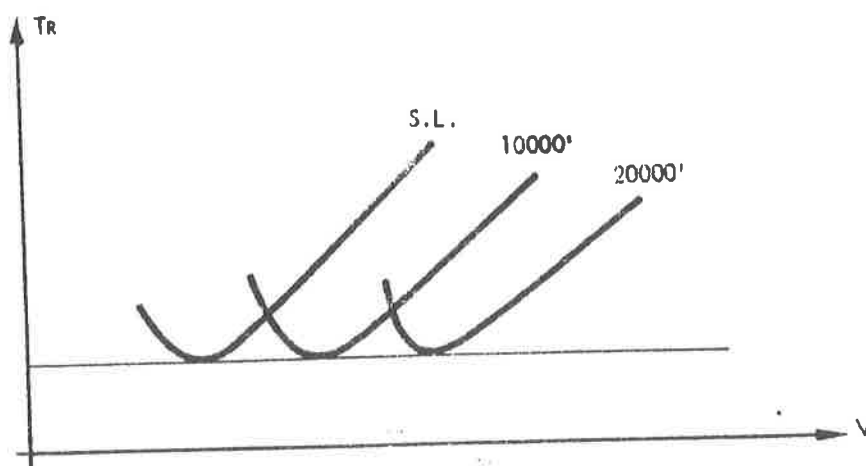
ב. כמות הדלק הנצרכת בשנייה F , יחסית לדרחף המצוי T_A .

$$(21) \quad \dot{F} = f_T \cdot T_A$$

f_T היא תצורבת הדלק הסגולית (מבוססת על רחף) המראה כמה דלק יש לשרוף כדי לקבל יחידת רחף אחת בשנייה. אנו נניח כי f_T קבוע.

ג. המטוס טס טיסה אופקית וישרה. הדרחף והדרוש T_R תלוי לכן במהירות הטיסה בצורה המתאימה (תרשים 232). כמו-כן, יש שוויון בין הדרחף המצוי לדרחף הדרוש.

$$(22) \quad T_A = T_R$$



ציור מס' 232

1 טיסת שהייה במטוסי סילון

כפי שראינו והיה הדרישה לטיסת השהייה:

$$(23) \quad \dot{F} \rightarrow \min$$

או:

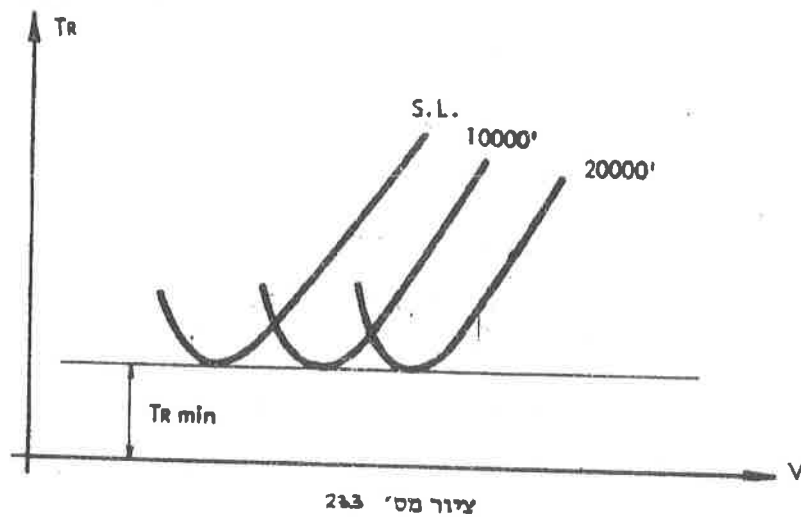
$$(24) \quad f_T T_A \rightarrow \min$$

כיון שהמטוס טס טיסה אופקית וישרה נוכל להחליף את T_A ב- T_R כמו-כן אפשר

1123-992

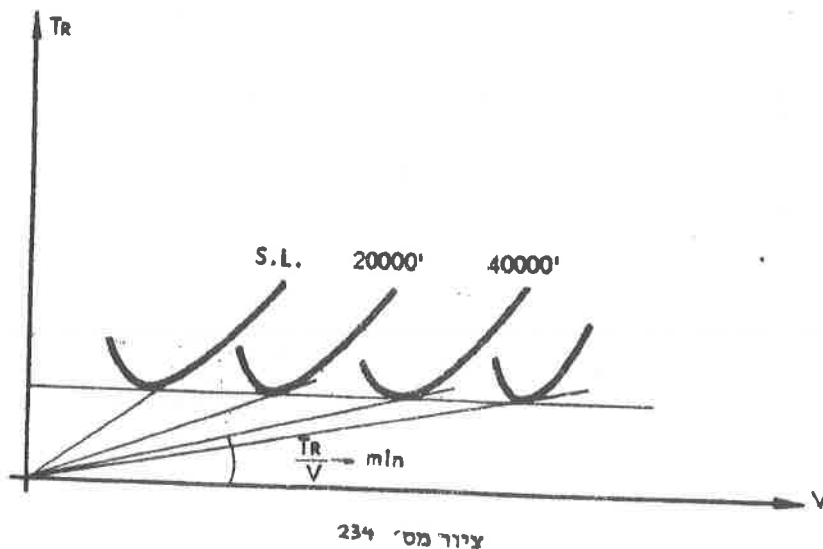
- 224 -

להשמיט את f_1 מתוך דרישות המינימום כיון שהנחנו אותו כקבוע. נקבל לבסוף:
 (25) $Tr \rightarrow \min$
 אם נתבונן בעקום הדחפים (תרשים 223) נראה כי טיסת השהייה של מטוס סילון אינה תלויה בגובה. הטיסה מתבצעת בדחף דרוש מינימלי ובמהירות המותאימה לגובה. זוהי



ציור מס' 223

ההתקפה היא זו בה היעילות האווירודינמית מקסימלית (כמו בטיסת השהייה של מטוס בוכנה).
 תרשמת למשקל המטוס חקטין את השהייה. העילוי הדרוש יגבר ולכן תגדל גם ההתנגדות. המטוס יצרוך יותר דלק ביחידת זמן ומשך טיסתו יקטן.



ציור מס' 234

1123 - 992.

- 225 -

ד. טיסת טוח במטוסי סילון

. עבור טיסת טוח קיימת הדרישה:

$$(26) \quad Vt \rightarrow \max$$

כאשר V מהירות הטיסה ו- t משך הטיסה. אם F כמות הדלק הכללית שיש למטוס יהיה:

$$(27) \quad F = F_t = f_t \cdot T_A \cdot t = f_t \cdot T_R \cdot t$$

מכאן:

$$(28) \quad t = \frac{F}{f_t \cdot T_R}$$

ואם נציב לתוך (26) נקבל:

$$(29) \quad \frac{VF}{f_t T_R} \rightarrow \max$$

נשמיט מכאן את הנדלית הקבועים f_t, F , ונהפוך את דרישת המקסימום לדרישת מינימום:

$$(30) \quad \frac{T_R}{V} \rightarrow \min$$

מתוך הגרפים (תרשים 234) ירצא כי הדרישה (30) מחיימת בכל גובה בנקודה בה נוגע המשיק מהראשית. אך הערך המינימלי ביותר מתקבל בגובה רב. לכן ירצא כי טיסת טוח של מטוס סילון מתבצעת בגובה רב. אפשר להראות כי זווית ההתקפה המתאימה היא זו בה מתקיים:

$$(31) \quad \frac{\sqrt{C_L}}{C_D} \rightarrow \max$$

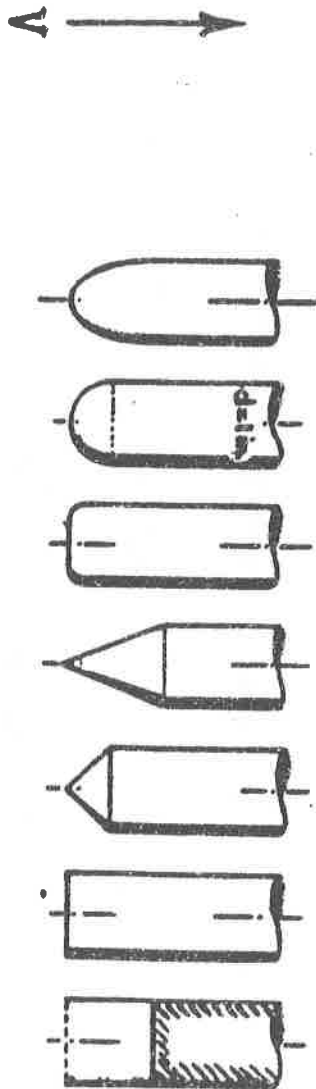
ומקדם העילוי המתאים הוא:

$$(32) \quad C_L = \frac{1}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

1123 - 992

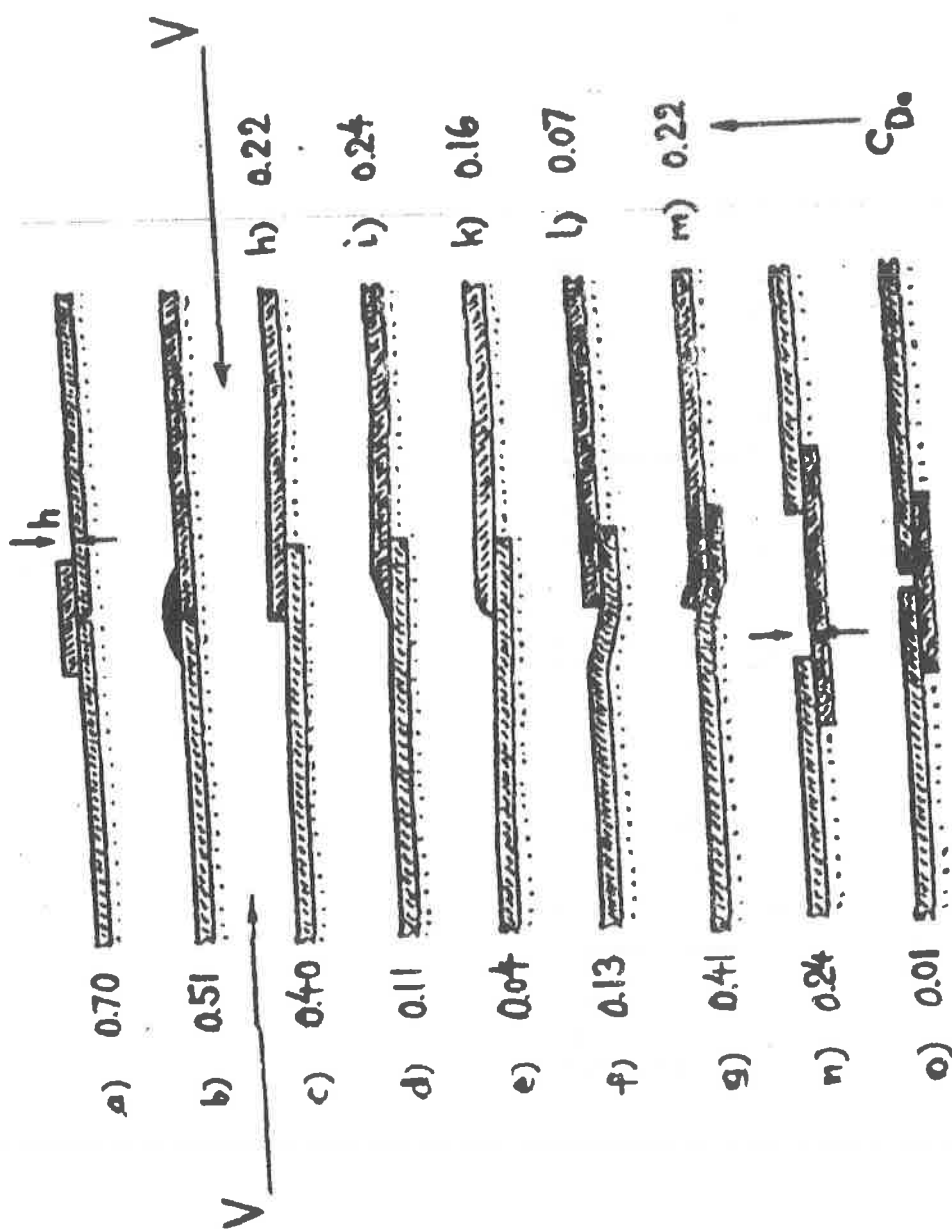
נספח מס' 1.

מקדמי התנגדות חיכוך וצורה C_{ss}
של גופים שונים.



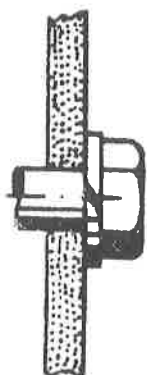
$$C_{D0} = -.05 \cdot .01 \cdot 0.2 \cdot 0.2 \cdot 0.4 \cdot 0.8 \cdot 1.0$$

פיוז מס' 235
מקדמי גורר של חרטומים שונים
של גופים פילינדרים.



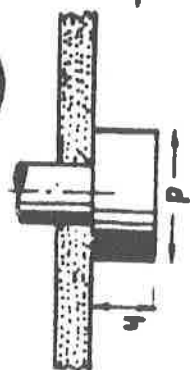
בעלי עובי נתון.
ח'בירים שונים של ליחית מתכת
מקדמי גרר של
פ'ור מס' 236

a) ——— HEXAGONAL



0.80

b) CYLINDRICAL



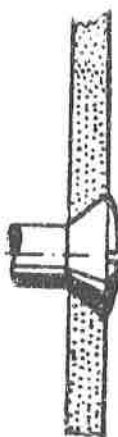
0.42
(0.13)

c) ROUND



0.32
(0.13)

d)



SCREW

0.02
(0.01)

e)



FLAT HEAD

$C_{D_0} = 0.04$
(0.01)

f)



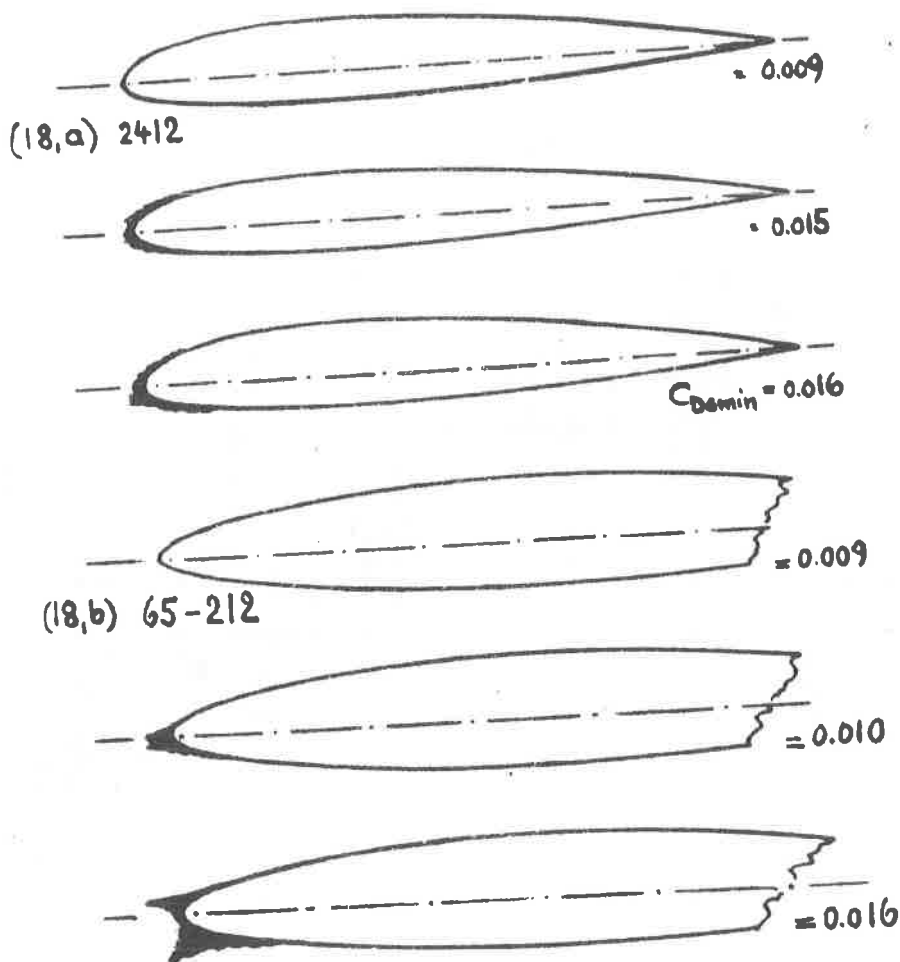
FLUSH RIVET

0.02

ציון מס' 23

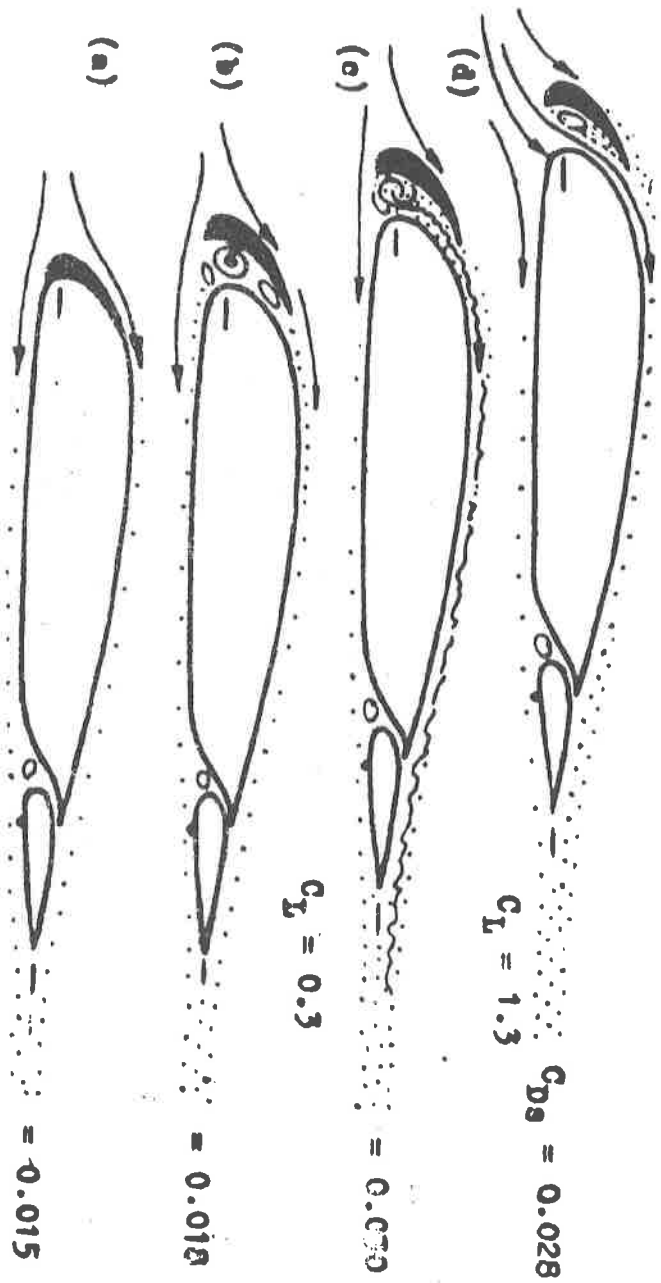
מקדמי גור שונים של
ראשי מסמיות וברגים.
הערכים בסוגריים הינם מקדמי
גור למספרי וינולדס סופר-
קריטיים.

1123-992



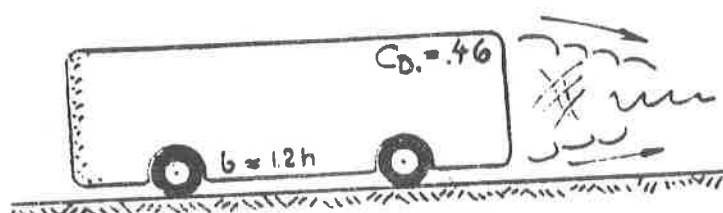
פיור חס' 238
 השתנות מקדם הגר
 כתוצאה מהווצרות קרח על
 שני פרופילים שונים בזווית
 התקפה נמוכה ומספרי ריינולדס
 10° ו-10°

1123-992

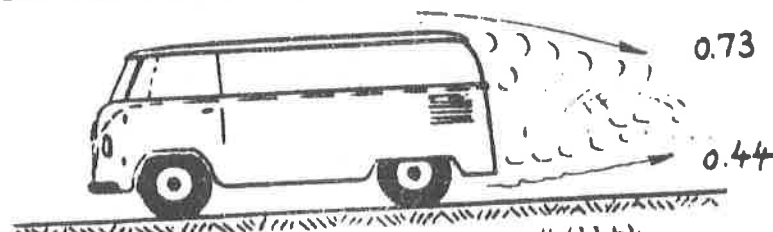


מקדמי התנגדות של פרופילים
עם כנפונים.

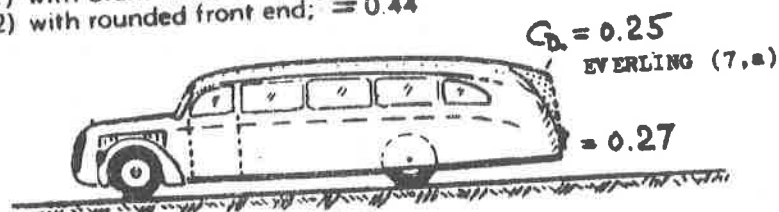
1123-992



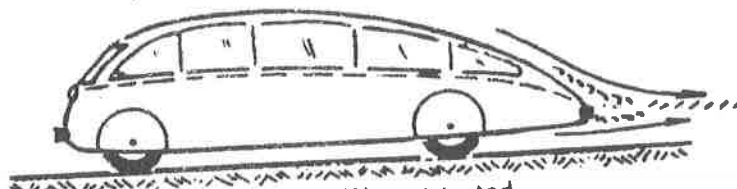
(a) "Box" (4,e) with rounding radius $\approx 0.1 h$



(b) "Volkswagen" delivery truck or "limousine" (11,b):
 (1) with blunt front end; $C_D = 0.73$
 (2) with rounded front end; $= 0.44$

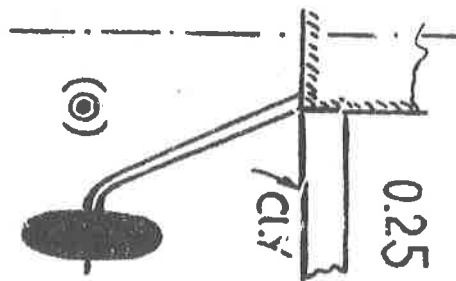
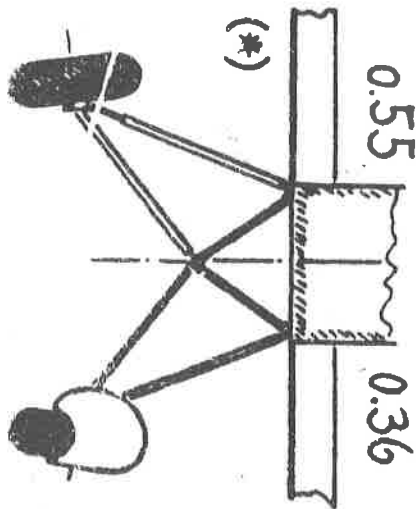
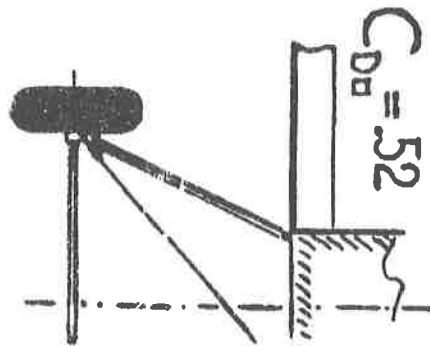


(c) 1940 "Standard" omnibus (11,a):
 (1) with protuberances, rough underside; 0.45
 (2) without protub's, underside faired; 0.27
 (3) ditto, but blunt rear end; $C_D = 0.25$



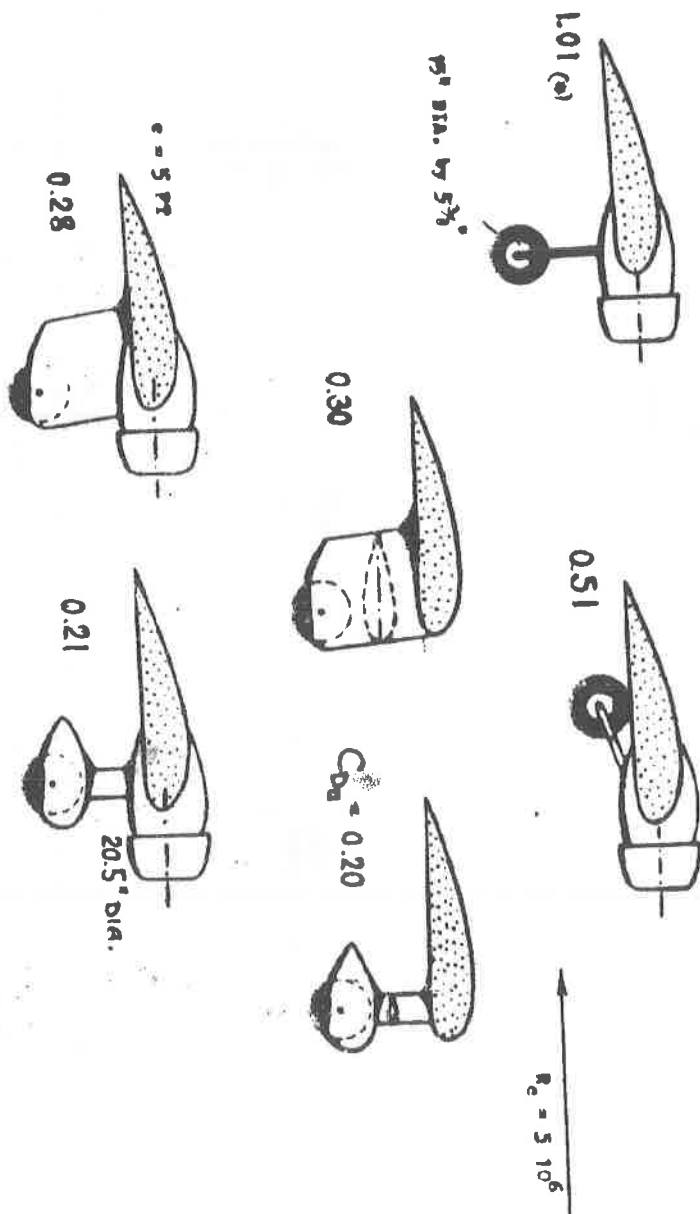
(d) "Trambus" streamline design (1); not tested

ב"ר מס' 240
 מקדמי התנגדות
 של מכוניות שונות



ציון מס' 24
מקדמי צור יעל כח
נחמה שונים.

- 234 -

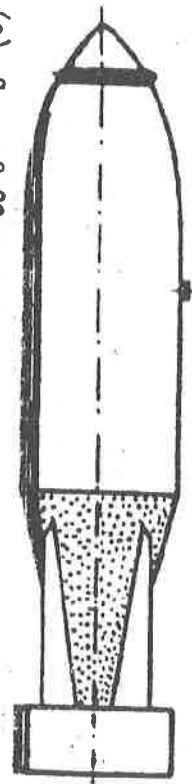


1123-992

ציון מס' 242
מקדמי גור של כנ
נחיתה ארוך-נחיים



T O R P E D O (f) $d = 45 \text{ cm}$, $l/d = 14$, $C_{D_0} = 0.35$



2500 kg (a) $C_{D_0} = 0.20$
WITHOUT "RINGS" $= 0.14$



500 kg (c) $C_{D_0} = 0.26$
WITHOUT STRUTS $= 0.06$



100 kg BOMB (f) WITH $C_{D_0} = 0.13$



50 kg BOMB (a) WITH $C_{D_0} = 0.11$

צ"ל מס' 243
מקדמי גור של פצצות וטורפדו
בצרימה חופשית
(מתחת למספר ריגולדסקיטי)

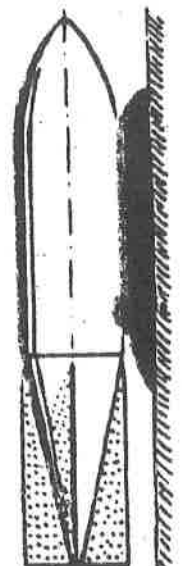
1123-992

$l = 3.6 \text{ ft}$

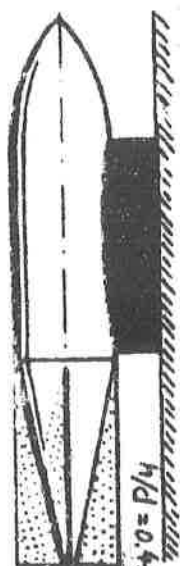
$C_b = 0.11$



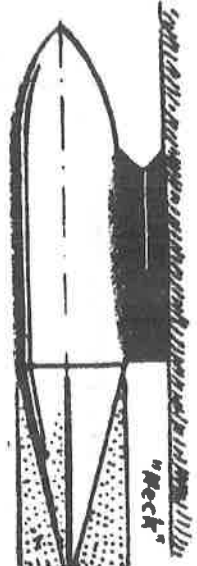
$= 0.44$



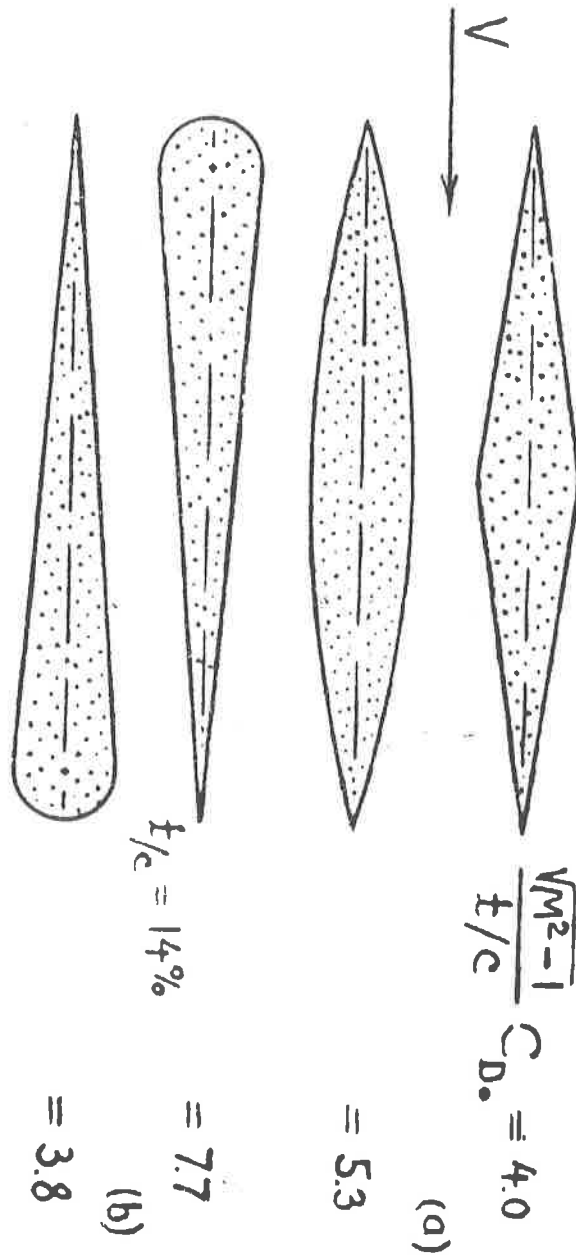
$= 0.21$



$= 0.14$



צוור חס' 244
מקדס' גרר של פפצת
50 קג בתצורות נשיאה
שונות.



423-992

245 713
מקדמי גור של פרופילים שונים
במספר מאך 15

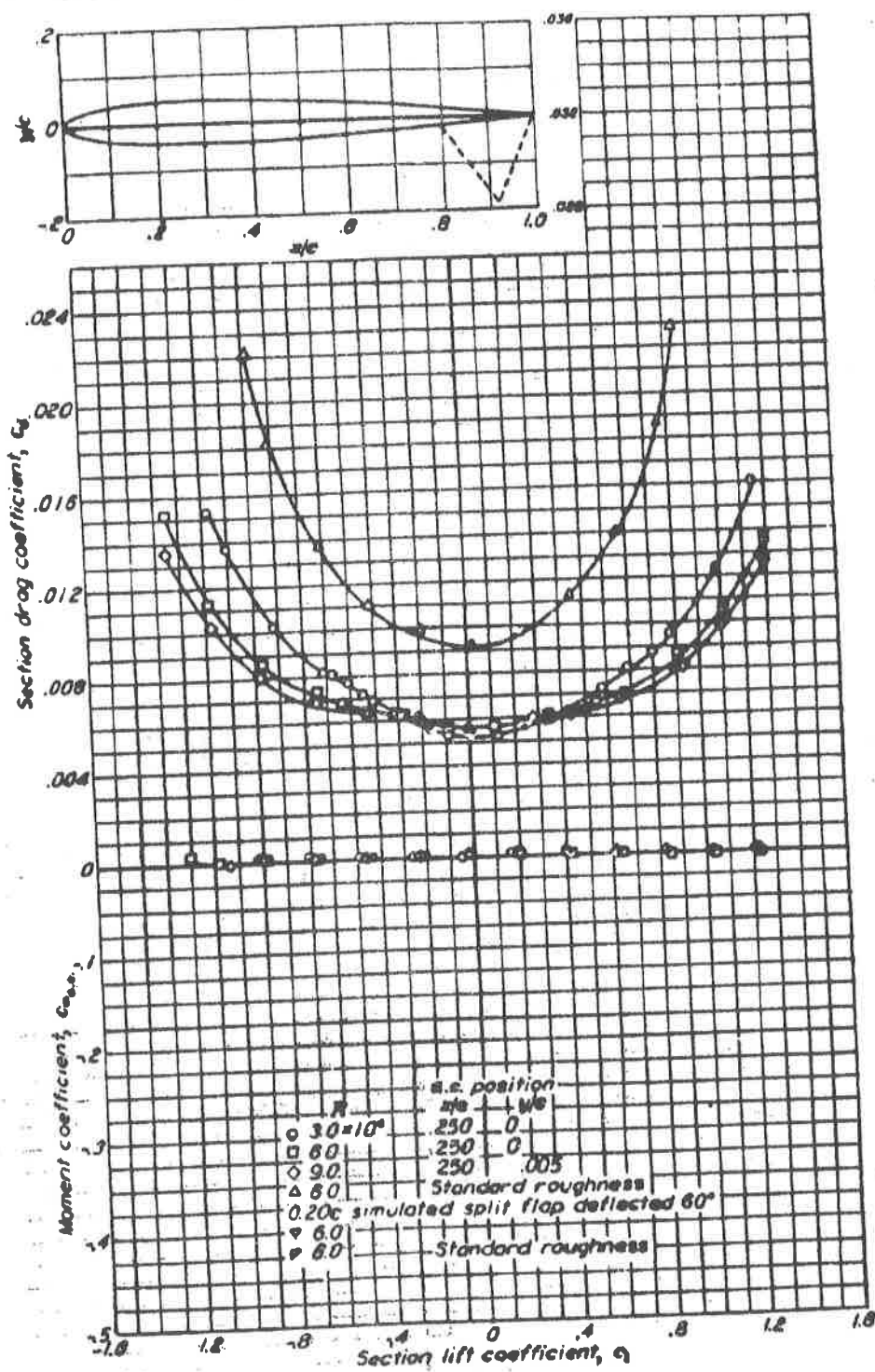
1123-992

-238-

נספח מס' 2.

פרופילים שונים ותכונותיהם

1123-992

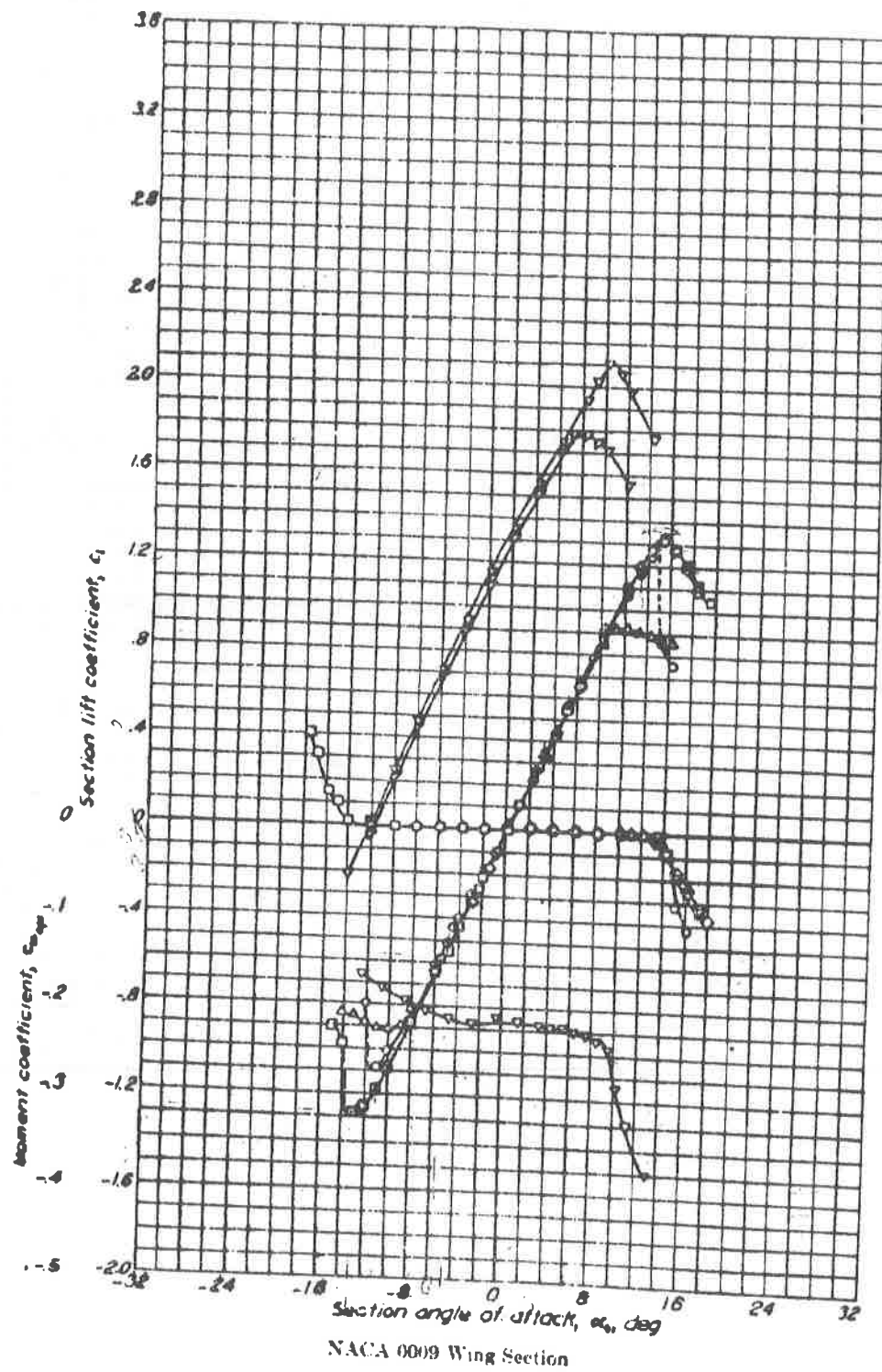


NACA 0009 Wing Section (Continued)

1423-992

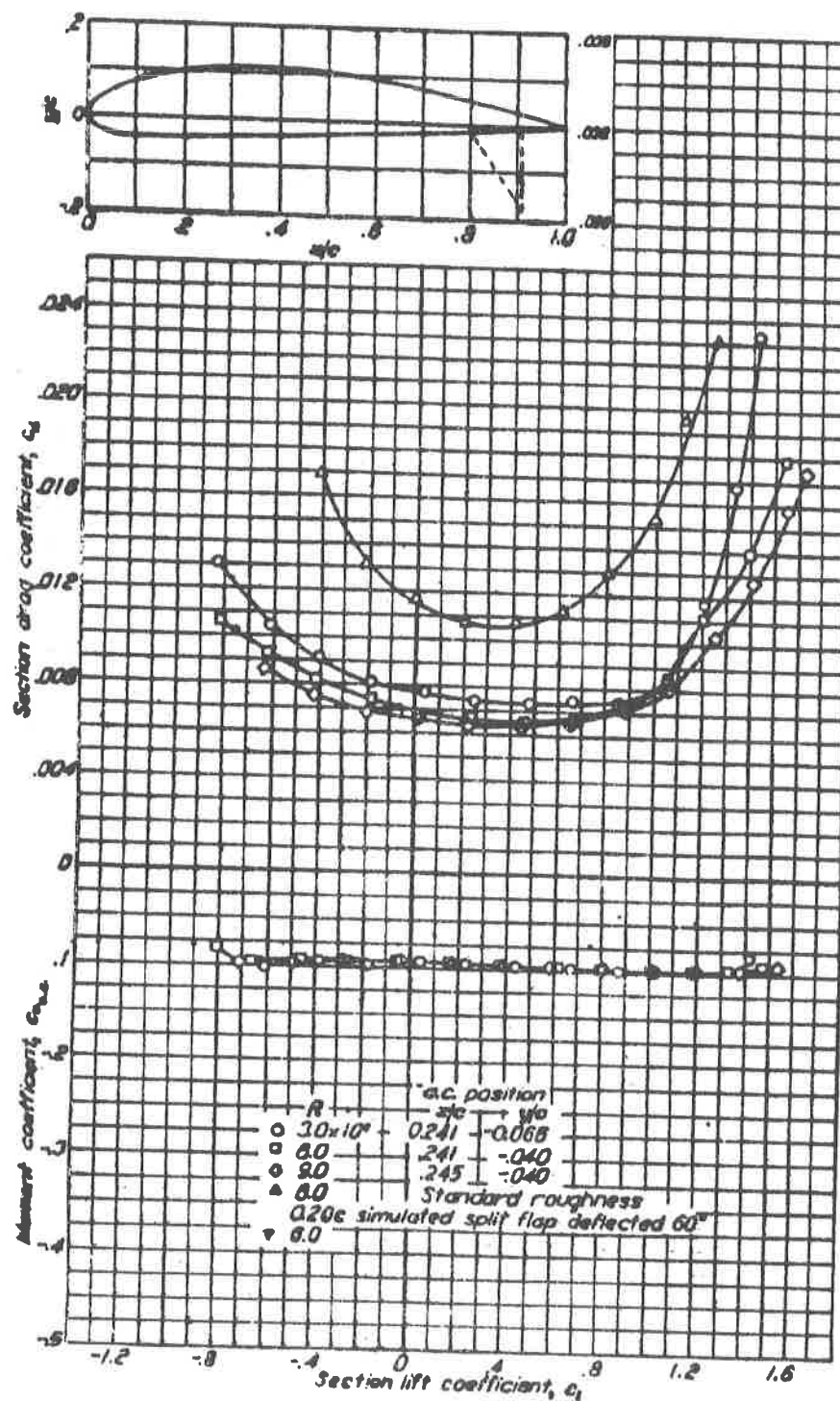
418 INTRODUCTION TO FLIGHT

Page -239-



423-992

177-244



NACA 4415 Wing Section (Continued)

