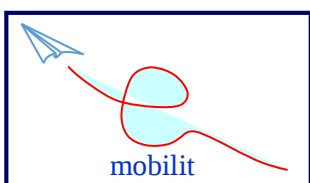


# KIS SEBESSÉGŰ REPÜLŐGÉP ELŐZETES TELJESÍTMÉNY SZÁMÍTÁSA

HALLGATÓK ÁLTAL SZERKESZTETT ANYAG - 2018



Európai Unió  
Európai Szociális  
Alap



BEFEKTETÉS A JÖVŐBE

## TARTALOM

|     |                                                               |    |
|-----|---------------------------------------------------------------|----|
| 1   | Léggöri jellemzők számítása .....                             | 4  |
| 1.1 | Lineárisan változó hőmérsékletű légréteg .....                | 5  |
| 1.2 | Izotermikus légréteg.....                                     | 5  |
| 1.3 | Hangsebesség és Mach-szám .....                               | 6  |
| 2   | Repülőgép sebessége, sebesség mérése.....                     | 6  |
| 3   | Teljesítmény Számításhoz szükséges bemenő adatok .....        | 8  |
| 4   | VÍZSZINTES REPÜLÉS JELLEMZŐI .....                            | 9  |
| 4.1 | A repülési súly hatása a szükséges teljesítmény görbékre..... | 15 |
| 4.2 | Rendelkezésre álló teljesítmény.....                          | 16 |
| 5   | AZ EMELKEDÉS JELLEMZŐI .....                                  | 17 |
| 5.1 | Pályaszög, emelkedési gradiens .....                          | 17 |
| 5.2 | Emelkedési sebesség, csúcsmagasság.....                       | 18 |
| 5.3 | Emelkedési idő.....                                           | 23 |
| 6   | Siklórepülés - Sebességi poláris.....                         | 25 |
| 6.1 | Siklás pályaszöge .....                                       | 25 |
| 6.2 | Siklás süllyedési sebessége.....                              | 26 |
| 6.3 | Siklás sebességi polárisa.....                                | 27 |
| 7   | Nevezetes sebességek.....                                     | 28 |
| 7.1 | Átesési és minimális repülési sebesség .....                  | 28 |
| 7.2 | Gazdaságos repülési sebesség.....                             | 29 |
| 7.3 | Optimális repülési sebesség .....                             | 29 |
| 7.4 | Maximális repülési sebesség .....                             | 30 |
| 7.5 | Maximális emelkedési pályaszöget biztosító sebesség.....      | 30 |
| 7.6 | Maximális emelkedési sebességet biztosító sebesség.....       | 31 |
| 7.7 | Nevezetes sebességek ábrázolása.....                          | 31 |
| 8   | Források.....                                                 | 33 |

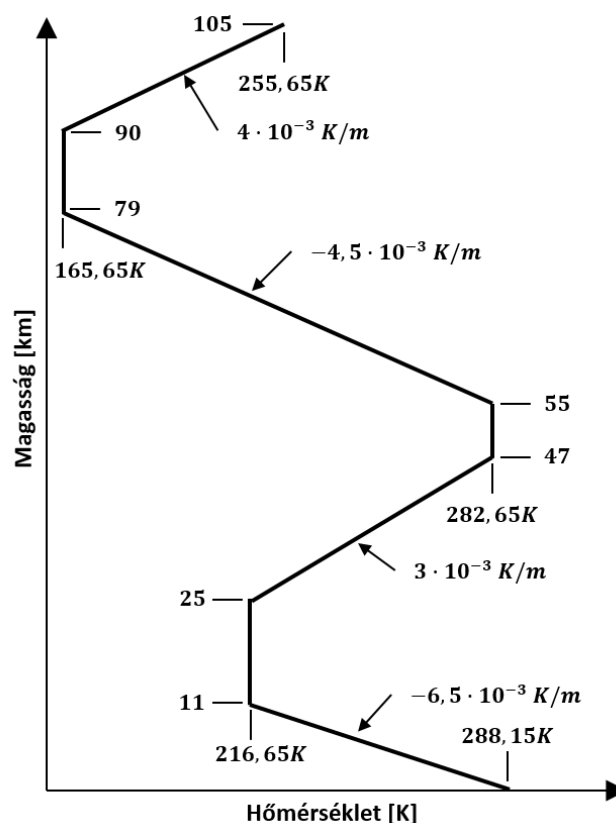


## 1. BEVEZETÉS

A dokumentum a repülőgépek előzetes tervezése során felmerülő, a repülőgépek teljesítmény számításával kapcsolatos számítási módszereket ismerteti. A Vasúti Járművek, Repülőgépek és Hajók Tanszéken nem található a repülőgépek teljesítményszámítási módszereit összefoglaló kiadvány. Ez a dokumentum a Repülésmechanika című tantárgy évtizedek alatt kialakított házi feladatában végrehajtott számítási eljárások alapján készült el az egyetemi hallgatók által készített segédlet felhasználásával.

## 2. LÉGKÖRI JELLEMZŐK SZÁMÍTÁSA

A repülőgépek teljesítmény számítását az ICAO egyezményes légkör jellemzőinek felhasználásával kell végrehajtani. A nemzetközi egyezményes légkör hőmérséklet és magasság alapján lineárisan változó (csökkenő, vagy növekvő), valamint izotermikus rétegekre bontható.



1. ábra Egyezményes légkör magasság – hőmérséklet felosztása [forrás: saját]

A légköri jellemzők számítását a tengerszinttől felfelé haladva kell elvégezni az adott légréteg hőmérséklet – magasság jellemzőinek megfelelően. A nemzetközi egyezményes légkör tengerszinti jellemzői:

|             |          |                         |
|-------------|----------|-------------------------|
| Hőmérséklet | $T_0$    | 288,15 K                |
| Nyomás      | $p_0$    | 101325 Pa               |
| Sűrűség     | $\rho_0$ | 1,225 kg/m <sup>3</sup> |

## 2.1 Lineárisan változó hőmérsékletű légréteg

Lineárisan változó hőmérsékletű légréteg esetén a h magasságban a hőmérséklet

$$T = T_0 + a(h - h_0)$$

Ahol

- a - hőmérsékleti gradiens:

$$a = \frac{dT}{dh} \left[ \frac{K}{m} \right]$$

- h – a repülési a magasság méterben

Légköri nyomás h magasságban:

$$p = p_0 \cdot \left( 1 + \frac{a}{T_0} \cdot h \right)^{-\frac{g_0}{aR}}$$

Ahol:

- R – levegő gázállandója 287 J/kgK
- $g_0$  – gravitációs térerősség 9,81 m/s<sup>2</sup>

Légköri sűrűség h magasságban:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{-\frac{g_0}{aR} - 1}$$

## 2.2 Izotermikus légréteg

Izotermikus légréteg esetén a h magasságban érvényes hőmérséklet azonos a légréteg alsó határának léghőmérsékletével.

$$T = T_1$$

Nyomás h magasságban:

$$p = p_1 \cdot e^{-\frac{g_0}{RT}(h-h_1)}$$

Légköri sűrűség h magasságban:

$$\rho = \rho_1 \cdot e^{-\frac{g_0}{RT}(h-h_1)}$$

### 2.3 Hangsebesség és Mach-szám

Hangsebesség meghatározását a repülési magasságnak megfelelő Nemzetközi Egyezményes Atmoszféra hőmérsékletének függvényében lehet megtenni.

$$a_H = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T}$$

Ahol

- $\kappa$  – levegő adiabatikus kitevője, melynek értéke 1,4

A repülési Mach-szám meghatározásához a repülőgép levegőhöz viszonyított valódi sebességét kell felhasználni.

$$M = \frac{V_{TAS}}{a_h}$$

A gyakorlati számítások során a légköri jellemzők meghatározása történhet a fenti összefüggések alkalmazásán túl táblázatok és online kalkulátorok segítségével is, azonban ezek megbízhatóságáról a felhasználásuk során meg kell győződni.

## 3. REPÜLŐGÉP SEBESSÉGE, SEBESSÉG MÉRÉSE

A repülőgépek alapvető teljesítmény jellemzőinek meghatározása során a standard légköri jellemzők mellett azzal a feltételezéssel élünk, hogy a légtömeg amiben a repülőgép mozog, áll, tehát a szél sebessége minden magasságon azonosan nulla. A szél hatását későbbi, már a repülőgép felhasználói által alkalmazott számítások során szokás figyelembe venni.

Repülőgépek esetében az alábbi sebességeket különböztetjük meg a mérésük valamint meghatározásuk módja alapján:

- műszer szerinti sebesség (indicated airspeed - IAS)
- kalibrált sebesség (calibrated airspeed – CAS )
- ekvivalens sebesség (equivalent airspeed - EAS)
- valós légsebesség (true airspeed - TAS)
- föld feletti sebesség (ground speed - GS)

A teljesítményjellemzők meghatározásához a fenti felsorolásból az utolsó 4 (CAS, EAS, TAS, GS) jelenik meg a számítások során.

A nyugvó légtömegben történő repülés feltétele miatt a repülőgép földhöz képesti, föld feletti sebessége azonos a repülőgép nyugvó levegőhöz képesti sebességével.

$$V_{TAS} = V_{GS}$$

Kis sebességű, vagy mérsékelt sebesség tartományban repülő gépek esetében ( $M \leq 0,3 \div 0,5$ ) a levegő összenyomhatóságát sem kell figyelembe venni, annak elhanyagolhatóan kicsi mértéke miatt. Ezzel a feltételezéssel élve jutunk el a következő egyszerűsítéshez.

$$V_{CAS} = V_{EAS}$$

A repülőgépek sebességmérő rendszerének működési elvéből fakadóan a sebesség mérő rendszer valójában nem a repülőgép sebességét, hanem a repülőgép környezetében áramló levegő dinamikus nyomását méri, melyből következtetünk a repülőgép sebességére.

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot V^2$$

Azonban a dinamikus nyomás és a sebesség közötti kapcsolatot jelentősen befolyásolja a pitot-csőben található levegő sűrűsége, ami még standard légkör esetén is változik a repülési magassággal, így a dinamikus nyomás és a sebesség közötti kapcsolat más jellemzőktől is függ. A sebességmérő kalibrálása során a standard atmoszféra 0 méteres magasságának megfelelő légköri jellemzőket használnak, amiből egyenesen következik, hogy ideális sebességmérő műszer esetén is a műszer által kijelzett sebesség csak akkor egyezik meg a valódi légsebességgel, ha a repülőgép a standard légkör 0 méterével azonos környezeti jellemzőkkel repül. A valós légsebesség és az ekvivalens sebesség közötti kapcsolatot tehát abból a feltételezésből kapjuk, hogy a valós körülmények között repülő repülőgépen mérhető

dinamikus nyomás, milyen standard légkör 0 méterén történő repülési sebességgel kapható dinamikus nyomással azonos értékű.

$$q_0 = q_h$$

$$\frac{\rho_0}{2} \cdot V_{EAS}^2 = \frac{\rho_H}{2} \cdot V_{TAS}^2$$

$$V_{TAS} = V_{EAS} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = V_{EAS} \cdot \frac{1}{\sqrt{\Delta_H}}$$

Ahol:

- $\Delta_H$  – sűrűség viszony, a repülési magasságon mért és a standard légkör 0 méterének megfelelő levegő sűrűség viszonya.

Az összefüggésből és annak definíciójából látható, hogy a valós légsebesség és az ekvivalens sebesség értékei azonosak, ha a repülőgép a standard atmoszféra 0 méterén repül.

A fenti egyszerűsítéseket felhasználva az alábbi, később felhasználásra kerülő összefüggésre jutunk

$$V_{TAS} = V_{CAS} \cdot \frac{1}{\sqrt{\Delta_H}}$$

#### 4. TELJESÍTMÉNY SZÁMÍTÁSHOZ SZÜKSÉGES BEMENŐ ADATOK

A számítások elvégzéséhez szükséges a repülőgép becsült aerodinamikai jellemzőinek megléte a vizsgálat tárgyát képező különböző repülési konfigurációkra, ilyen konfiguráció például az utazórepülésben alkalmazott konfiguráció, amikor a repülőgép behúzott fékszárnyakkal, orrsegédszárnyakkal, valamint mozgatható futómű esetén behúzott futóművel repül. A fel és leszálló teljesítmény vizsgálatához azonban kieresztett futóművel és megfelelő mértékben nyitott fékszárnyal történő repülésnek megfelelő adatsorra van szükség.

A későbbi számítások során a repülőgép felhajtóerő ( $c_L$ ) és ellenállás ( $c_D$ ) tényező adatpárjaira támaszkodunk.

A bemenő adatokat függvény, vagy táblázatos formában tudjuk felhasználni. A számításhoz használható adatsor táblázatos formában a következőképpen nézhet ki (1. táblázat).

| cL | 0.1     | 0.2     | 0.3      | 0.4      | 0.5      | 0.6      | 0.7      | 0.8      | 0.9      | 1        | 1.1     | 1.2     | 1.287    |
|----|---------|---------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|---------|---------|----------|
| cD | 0.34352 | 0.35452 | 0.037308 | 0.039975 | 0.043559 | 0.048235 | 0.054261 | 0.061999 | 0.071929 | 0.084666 | 0.10098 | 0.12181 | 0.144475 |

### 1. táblázat: Minta a bemenő adatok táblázatos formájára [saját]

Az adatsorral kapcsolatban fontos elvárás, hogy a lehetséges repülési állapotokat teljes terjedelmében lefedő állásszög tartományban rendelkezésre álljanak, kellően nagy lépésszámmal.

Bizonyos, főleg analitikus vagy számítógéppel végzett numerikus számítások során kényelmes megoldást jelent a felhajtóerő és ellenállás tényezők függvény formában történő felhasználása. Ilyen esetben jó közelítéssel használható a repülésmechanikában elfogadott közelítő összefüggés, mely a repülőgép polárisát parabolikus függvénnyel közelíti.

$$c_D = c_{D_0} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot AR}$$

Ahol:

- $c_{D_0}$  – a repülőgép ellenállás tényezője  $c_L = 0$  esetén
- $AR$  – a repülőgép szárnykarcsúsága. A pontosabb számításokhoz célszerű az effektív szárnykarcsúságot alkalmazni.

Ez a dokumentum nem foglalkozik a repülőgép hajtásrendszerének kiválasztásával, a motor + légcsavar együttes együttműködésének, és illesztésének problémáival, valamint annak módszertanával, ezért a teljesítmény számítások szempontjából erre is bemenő adatként tekintünk. A számításokhoz szükség van a hajtásrendszer által szolgáltatott vonóerő, valamint vonó teljesítmény, úgy nevezett rendelkezésre álló tolóerőre és teljesítmény re. Ezen jellemzők a repülőgép sebességének és repülési magasságának függvényében jelentősen változnak.

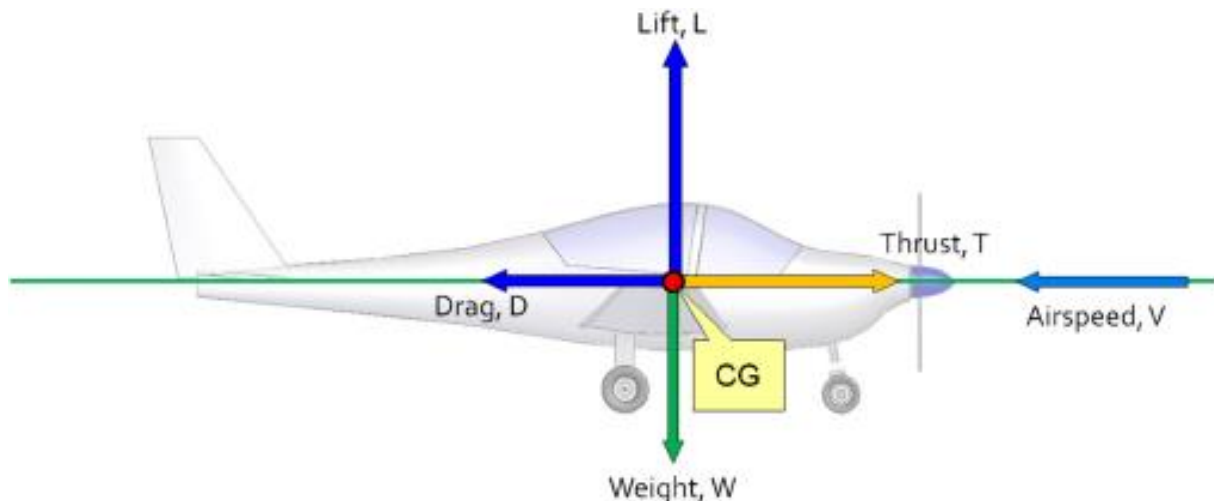
A bemenő adatokat az aerodinamikai jellemzőkhöz hasonlóan táblázatos adatok formájában, vagy függvényként megadva lehet a számítás során felhasználni.

## 5. VÍZSZINTES REPÜLÉS JELLEMZŐI

A repülőgépek utazó üzemmódjának jellemzésére a repülőgép repüléséhez szükséges tolóerő, valamint teljesítmény értékek sebesség függvényében történő meghatározása az elsődleges

szempont. Az így kapott tolóerő valamint teljesítmény görbék, más néven Penaud diagram segítségével határozhatjuk meg a különböző üzemeltetési körülményekhez tartozó optimális repülési helyzeteket és paramétereket, valamint bizonyos egyszerűsítéseket alkalmazva további nem a vízszintes utazó repüléshez tartozó jellemzőket is.

Vízszintes repülésről akkor beszélünk, ha állandó sebességen, állandó magasságban halad a repülőgép. Ezt szemlélteti az 1. ábra, ahol L - Lift - Felhajtóerő, T - Thrust - Tolóerő, v - Airspeed - Repülési sebesség, W - Weight - Repülési tömeg, D - Drag - Ellenállás erő, CG - Center of Gravity – tömegközéppont.



1. ábra: Vízszintes repülésben érvényes erőviszonyok [1]

A vízszintes repülés feltételei a következők, amelyek az ábráról is leolvashatók.

$$L = W$$

$$T = D$$

Vezessük be a repülőgép jósági számát (jelölése: K), melyre tudjuk, hogy igaz az alábbi összefüggés:

$$K = \frac{L}{D} = \frac{c_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot v^2}{c_D \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot v^2} = \frac{c_L}{c_D}$$

Ezeket az értékeket már ismerjük az aerodinamikai számításokból, így a feltétel egyenleteket célszerű olyan alakra hozni, hogy abban szerepelhessenek a számunkra ismert adatok.

$$K = \frac{L}{D} = \frac{W}{T}$$

Ebből következik tehát, hogy a számunkra szükséges tolóerő értéke a

$$T_{req} = \frac{W}{K}$$

egyenletből számítható.

Ahol:

- $W$  – a repülőgép súlya vízszintes repülés közben. Ennek értéke elméletileg a maximális felszállósúly és az üres tömegből számított súly között változhat, bár érdemes megjegyezni, hogy a repülőgép üzemeltetésével kapcsolatos előírások ennél szűkebb mozgásteret biztosítanak a tömeg repülés közbeni változására.

A szükséges tolóerő összefüggéséből látható, hogy a repülőgép súlya és az adott állásöghöz tartozó jósaí szám a kisméretű repülőgépekre jellemző repülési magasság tartományban a magasságtól függetlennek tekinthető. A kiszámított  $K$  és  $T_{req}$  értékeket táblázatba foglalhatjuk. (2. táblázat).

| cL   | 0.1      | 0.2      | 0.3      | 0.4      | 0.5      | 0.6      | 0.7      | 0.8      | 0.9      | 1        | 1.1      | 1.2      | 1.287    |      |
|------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|------|
| cD   | 0.034352 | 0.035452 | 0.037308 | 0.039975 | 0.043559 | 0.048235 | 0.054261 | 0.061999 | 0.071929 | 0.084666 | 0.10098  | 0.12181  | 0.144475 |      |
| K    | 2.911039 | 5.641431 | 8.041171 | 10.00625 | 11.47868 | 12.4391  | 12.90061 | 12.90343 | 12.51234 | 11.81112 | 10.89325 | 9.851408 | 8.908116 |      |
| Treq | 11552.58 | 5961.254 | 4182.227 | 3360.898 | 2929.778 | 2703.572 | 2606.853 | 2606.283 | 2687.747 | 2847.318 | 3087.234 | 3413.725 | 3775.209 | H=0m |

2. táblázat: Mintha a számítás közbenső lépésének megjelenítésére

Ahhoz, hogy a szükséges tolóerőből szükséges teljesítményt számíthassunk, meg kell határozni a vízszintes repüléshez szükséges repülési sebességet. Ezt a vízszintes repülés erőegyensúlyából kiindulva tehetjük meg:

$$L = W = c_L \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S$$

melyet  $v$ -re rendezve a következő összefüggést kapjuk:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot c_L \cdot S}}$$

Az összefüggésből látható, hogy a vízszintes repülés erőegyensúlyának kielégítéséhez szükséges repülési sebesség már a repülési magasság függvénye, így a szükséges tolóerővel ellentétben ezt a számítást minden vizsgált repülési magasságon el kell végezni minden vizsgált felhajtóerő tényező és repülési súly értékre.

A kis  $C_L$  értékekkel történő vízszintes repüléshez olyan sebességértékek tartozhatnak, amelyek irreálisan nagy repülési sebességet eredményeznek. A számítás során erre nem kell különösebb gondot

fordítani, de érdemes tudni. Az irreálisan nagyra adódó sebességeket a kisméretű repülőgépek mérsékelt sebességen már letörő tolóerő valamint teljesítmény görbéi majd úgyis elérhetetlenné teszik.

A sebesség és a szükséges tolóerő ismeretében minden adott a vízszintes repülés fenntartásához szükséges teljesítmény kiszámításához, mely a szükséges tolóerő és a repülési sebesség szorzataként adódik:

$$P_{req} = T_{req} \cdot v$$

A dimenziók egyenlet a következőképpen néz ki:

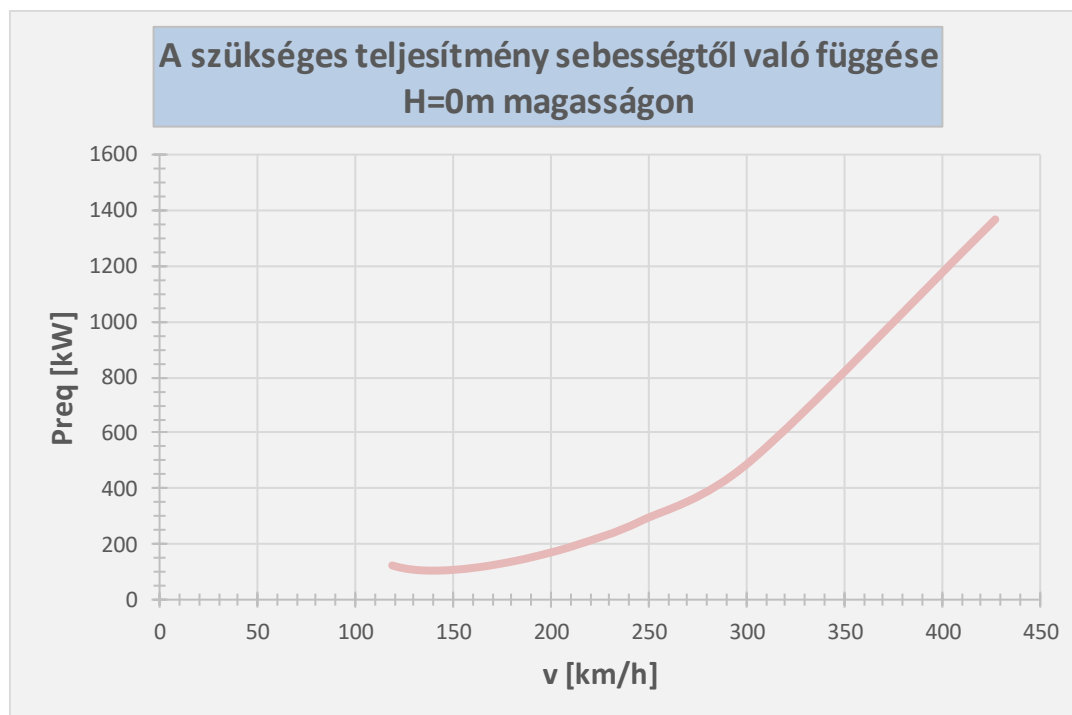
$$[N] \cdot \left[ \frac{m}{s} \right] = [W]$$

A szükséges teljesítmény nagy értékei miatt célszerű az eredményeket [kW] mértékegységben feljegyezni, táblázatos formában (3. táblázat)

| cl   | 0.1      | 0.2      | 0.3      | 0.4      | 0.5      | 0.6      | 0.7      | 0.8      | 0.9      | 1        | 1.1      | 1.2      | 1.287    |      |
|------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|------|
| cD   | 0.034352 | 0.035452 | 0.037308 | 0.039975 | 0.043559 | 0.048235 | 0.054261 | 0.061999 | 0.071929 | 0.084666 | 0.10098  | 0.12181  | 0.144475 |      |
| K    | 2.911039 | 5.641431 | 8.041171 | 10.00625 | 11.47868 | 12.4391  | 12.90061 | 12.90343 | 12.51234 | 11.81112 | 10.89325 | 9.851408 | 8.908116 |      |
| Treq | 11552.58 | 5961.254 | 4182.227 | 3360.898 | 2929.778 | 2703.572 | 2606.853 | 2606.283 | 2687.747 | 2847.318 | 3087.234 | 3413.725 | 3775.209 | H=0m |
| v    | 427.0407 | 301.9634 | 246.5521 | 213.5203 | 190.9784 | 174.3386 | 161.4062 | 150.9817 | 142.3469 | 135.0421 | 128.7576 | 123.276  | 119.0365 |      |
| Preq | 1370.395 | 500.0223 | 286.4268 | 199.3389 | 155.4234 | 130.9269 | 116.8784 | 109.3058 | 106.2757 | 106.8077 | 110.418  | 116.8974 | 124.8299 |      |

3. táblázat: A H=0m magasságra számolt szükséges teljesítmény értékek mintája

A kapott eredményeket célszerű diagram formájában is ábrázolni. A Penaud diagramban a vízszintes tengelyen ábrázoljuk a repülőgép valódi, vízszintes repüléshez szükséges repülési sebességét, a függőleges tengelyre, pedig az állandósult vízszintes repülés fenntartásához szükséges teljesítmény ( $P_{req}$ ) értékeket.



2. ábra Penaud diagram [forrás: saját]

Más repülési magasságon történő jellemzők számításához az előbbieken részletezett számítást kell megismételni annyiszor ahány repülési magasságra meg kívánjuk határozni a teljesítmény jellemzőket.

A vizsgálatot célszerű a repülőgép elméleti csúcsmagasságáig tartó magasság tartományban több különböző, célszerűen egyenközűen elhelyezett repülési magasságokon végrehajtani. Mivel a számítás ezen szakaszában még nem tudjuk, hogy mekkora a csúcsmagasság értéke, ezért azt hasonló kategóriájú repülőgépek képességei alapján becsülhetjük. Amennyiben ez nem tűnik elegendőnek, úgy a számítást később ki kell egészíteni.

A különböző repülési magasságokra kapott repülési sebesség és szükséges teljesítmény értékpárokat javasolt táblázatos formában kezelni.

|      |          |          |          |          |          |          |          |          |          |          |          |          |          |         |
|------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|---------|
| Treq | 11552.58 | 5961.254 | 4182.227 | 3360.898 | 2929.778 | 2703.572 | 2606.853 | 2606.283 | 2687.747 | 2847.318 | 3087.234 | 3413.725 | 3775.209 | H=0m    |
| v    | 427.0407 | 301.9634 | 246.5521 | 213.5203 | 190.9784 | 174.3386 | 161.4062 | 150.9817 | 142.3469 | 135.0421 | 128.7576 | 123.276  | 119.0365 |         |
| Preq | 1370.395 | 500.0223 | 286.4268 | 199.3389 | 155.4234 | 130.9269 | 116.8784 | 109.3058 | 106.2757 | 106.8077 | 110.418  | 116.8974 | 124.8299 |         |
| v    | 447.4095 | 316.3663 | 258.312  | 223.7048 | 200.0876 | 182.6542 | 169.1049 | 158.1831 | 149.1365 | 141.4833 | 134.899  | 129.156  | 124.7142 | H=1000m |
| Preq | 1435.759 | 523.8722 | 300.0887 | 208.8469 | 162.8368 | 137.1718 | 122.4532 | 114.5195 | 111.3448 | 111.9022 | 115.6847 | 122.4731 | 130.784  |         |
| v    | 471.1188 | 333.1313 | 272.0006 | 235.5594 | 210.6907 | 192.3334 | 178.0662 | 166.5656 | 157.0396 | 148.9808 | 142.0477 | 136.0003 | 131.3231 | H=2000m |
| Preq | 1511.843 | 551.6334 | 315.9911 | 219.9142 | 171.4659 | 144.4409 | 128.9423 | 120.5881 | 117.2452 | 117.8322 | 121.8151 | 128.9632 | 137.7145 |         |
| v    | 495.7143 | 350.523  | 286.2008 | 247.8572 | 221.6902 | 202.3745 | 187.3624 | 175.2615 | 165.2381 | 156.7586 | 149.4635 | 143.1004 | 138.179  | H=3000m |
| Preq | 1590.772 | 580.4323 | 332.488  | 231.3952 | 180.4175 | 151.9817 | 135.674  | 126.8836 | 123.3662 | 123.9838 | 128.1747 | 135.696  | 144.9041 |         |
| v    | 522.2384 | 369.2783 | 301.5145 | 261.1192 | 233.5521 | 213.203  | 197.3876 | 184.6392 | 174.0795 | 165.1463 | 157.4608 | 150.7573 | 145.5726 | H=4000m |
| Preq | 1675.889 | 611.4894 | 350.2783 | 243.7764 | 190.0711 | 160.1137 | 142.9335 | 133.6728 | 129.9671 | 130.6178 | 135.0329 | 142.9566 | 152.6575 |         |

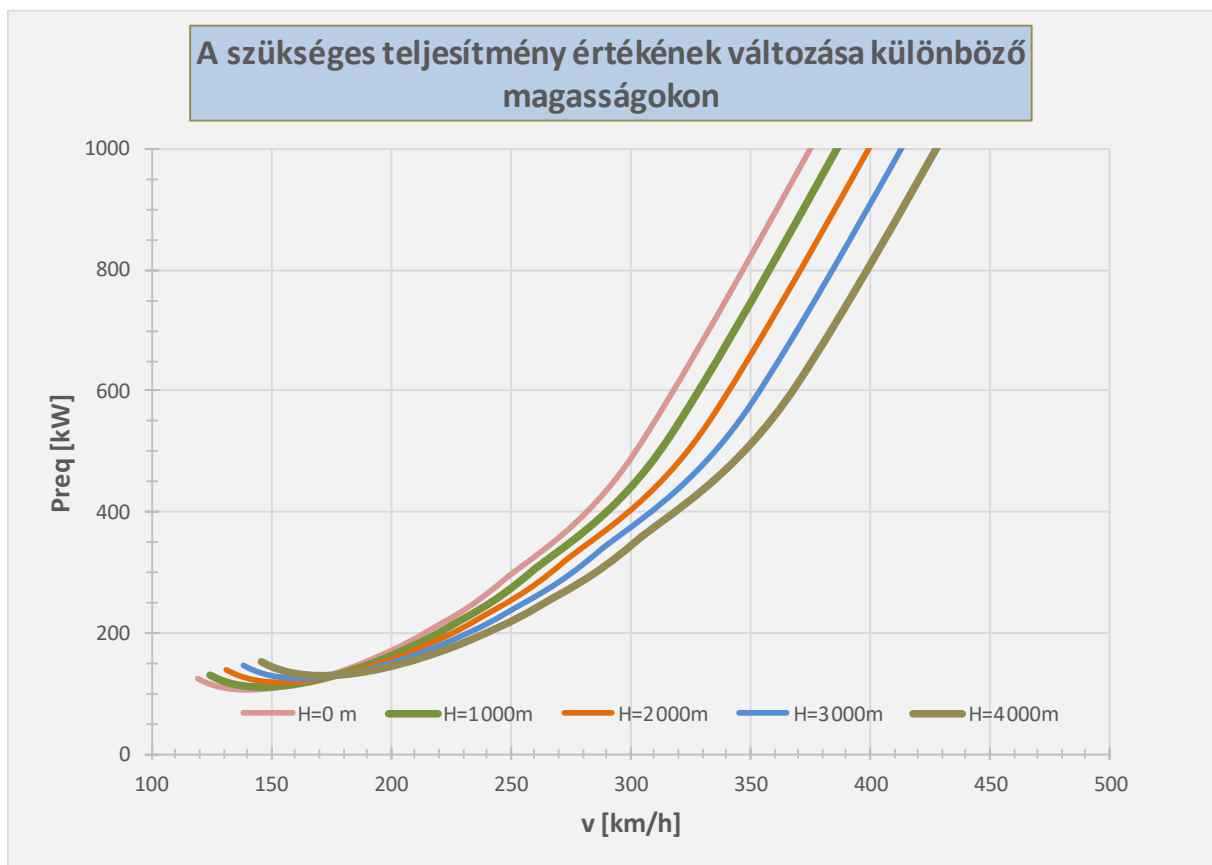
4. táblázat: minta táblázat különböző magasságokra meghatározott repülési sebességek és szükséges teljesítményekhez

Adott repülési súly mellett egy repülési magasságra a sebességet a sebességméréssel kapcsolatos fejezetben ismertetett összefüggés segítségével is meghatározhatjuk, ugyanis a 0 méteres repülési magasságra meghatározott repülési sebesség megegyezik az ekvivalens sebességgel, míg a többi repülési magasság esetén meghatározható sebesség nem más, mint a repülőgép valós légsebessége

$$v_H = v_0 \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$$

A szükséges teljesítmény képlete nem változik a magassággal, csak a repülési magasságnak megfelelő repülési sebesség értéket kell behelyettesíteni.

A számítást követően megrajzolható az egyes repülési magasságokra érvényes szükséges teljesítmény, sebesség diagram is.



3. ábra Szükséges teljesítmény görbék a magasság függvényében [forrás: saját]

## 5.1 A repülési súly hatása a szükséges teljesítmény görbékre

Korábban már láttuk és említésre került, hogy a repülési súlynak hatása van a repülőgép szükséges teljesítményére, és az adott felhajtóerő tényezőhöz szükséges vízszintes repülési sebességre is. A teljesítmény számítások során a teljes vizsgálathoz szükséges megvizsgálni azt, hogy a repülési súly milyen hatással van a szükséges teljesítményre.

Ezt a vizsgáltot, illetve annak eredményét célszerű a korábbiakhoz hasonlóan táblázatos formában kezelni.

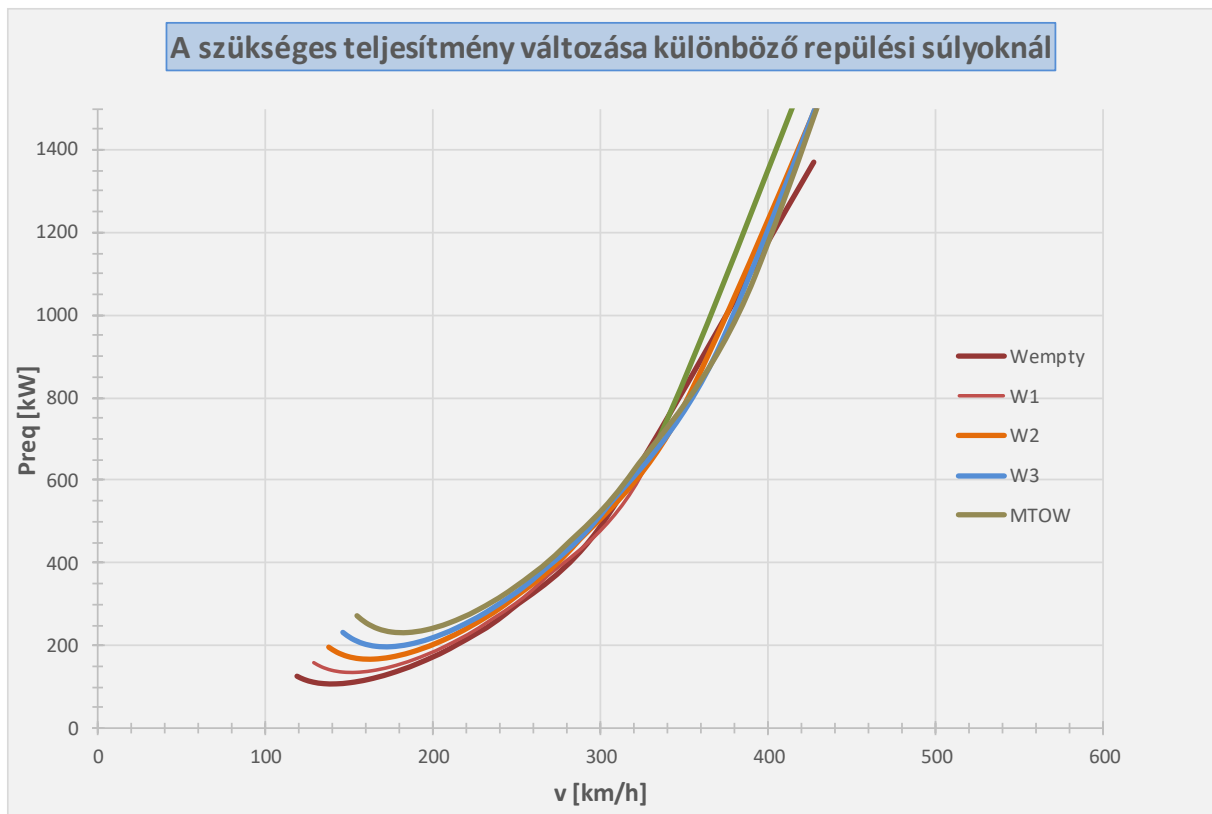
A vizsgálatot célszerű több különböző repülési súlynál elvégezni, mely tartomány alsó határa a repülőgép üres súlya ( $W_{empty}$ ) felső határa a tervezett maximális felszállósúlya legyen ( $W_{MTOW}$ ).

A két érték között célszerű több köztes értéken is végrehajtani a számítást.

A számítás eredményeit táblázatban és diagram formájában érdemes kezelni.

|      |          |            |          |          |          |          |          |          |          |          |          |          |          |            |
|------|----------|------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|------------|
| Treq | 11552.58 | 5961.2538  | 4182.227 | 3360.898 | 2929.778 | 2703.572 | 2606.853 | 2606.283 | 2687.747 | 2847.318 | 3087.234 | 3413.725 | 3775.209 | H0, Wempty |
| v    | 427.0407 | 301.963366 | 246.5521 | 213.5203 | 190.9784 | 174.3386 | 161.4062 | 150.9817 | 142.3469 | 135.0421 | 128.7576 | 123.276  | 119.0365 |            |
| Preq | 1370.395 | 500.022295 | 286.4268 | 199.3389 | 155.4234 | 130.9269 | 116.8784 | 109.3058 | 106.2757 | 106.8077 | 110.418  | 116.8974 | 124.8299 |            |
| Treq | 15515.08 | 6983.60085 | 4899.473 | 3937.288 | 3432.231 | 3167.231 | 3053.925 | 3053.257 | 3148.692 | 3335.629 | 3616.691 | 3999.175 | 4422.653 | H0, W1     |
| v    | 462.2109 | 326.83244  | 266.8576 | 231.1054 | 206.707  | 188.6968 | 174.6993 | 163.4162 | 154.0703 | 146.1639 | 139.3618 | 133.4288 | 128.84   |            |
| Preq | 1992.011 | 634.018696 | 363.1837 | 252.7579 | 197.0739 | 166.0129 | 148.1996 | 138.5977 | 134.7555 | 135.4302 | 140.0079 | 148.2236 | 158.2819 |            |
| Treq | 15515.08 | 8005.9479  | 5616.719 | 4513.677 | 3934.684 | 3630.89  | 3500.997 | 3500.231 | 3609.637 | 3823.94  | 4146.147 | 4584.624 | 5070.096 | H0, W2     |
| v    | 494.8879 | 349.938585 | 285.7237 | 247.4439 | 221.3206 | 202.0371 | 187.05   | 174.9693 | 164.9626 | 156.4973 | 149.2143 | 142.8618 | 137.9487 |            |
| Preq | 2132.84  | 778.219466 | 445.786  | 310.245  | 241.8963 | 203.7707 | 181.906  | 170.1203 | 165.4042 | 166.2323 | 171.8512 | 181.9355 | 194.2814 |            |
| Treq | 17496.33 | 9028.29495 | 6333.966 | 5090.067 | 4437.138 | 4094.549 | 3948.069 | 3947.205 | 4070.582 | 4312.251 | 4675.604 | 5170.073 | 5717.539 | H0, W3     |
| v    | 525.537  | 371.610794 | 303.4189 | 262.7685 | 235.0273 | 214.5496 | 198.6343 | 185.8054 | 175.179  | 166.1894 | 158.4554 | 151.7095 | 146.492  |            |
| Preq | 2554.158 | 931.947739 | 533.8459 | 371.5304 | 289.6801 | 244.0233 | 217.8395 | 203.7256 | 198.0779 | 199.0696 | 205.7985 | 217.8747 | 232.6594 |            |
| Treq | 19477.58 | 10050.642  | 7051.212 | 5666.456 | 4939.591 | 4558.208 | 4395.141 | 4394.179 | 4531.527 | 4800.562 | 5205.06  | 5755.523 | 6364.983 | H0, WMTOW  |
| v    | 554.4946 | 392.086919 | 320.1376 | 277.2473 | 247.9775 | 226.3715 | 209.5793 | 196.0435 | 184.8315 | 175.3466 | 167.1864 | 160.0688 | 154.5639 |            |
| Preq | 3000.06  | 1094.6459  | 627.044  | 436.3916 | 340.2521 | 286.6245 | 255.8696 | 239.2917 | 232.6581 | 233.8229 | 241.7265 | 255.911  | 273.2768 |            |

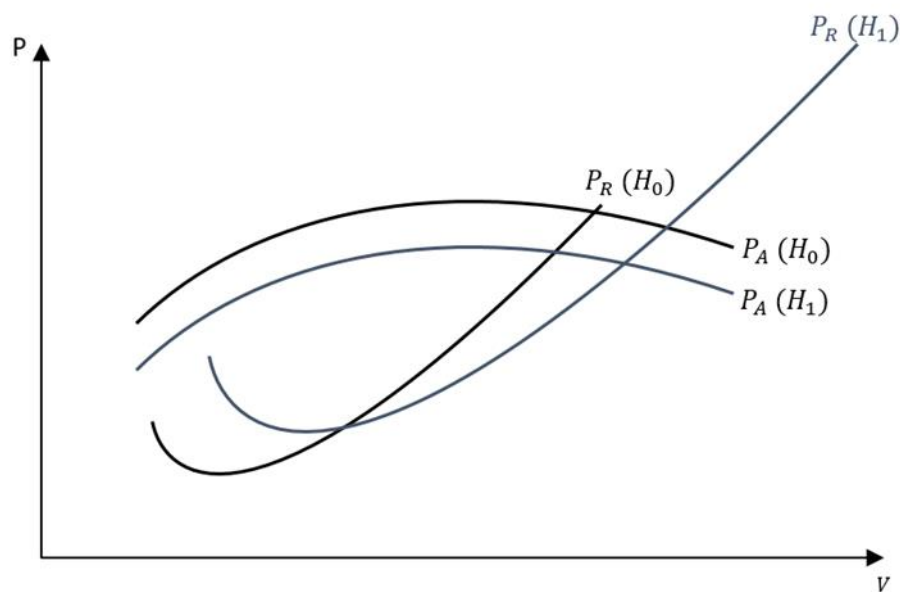
5. táblázat: A repülési súly hatásának vizsgálata



4. ábra Repülési súly hatása a szükséges teljesítményre [forrás: saját]

## 5.2 Rendelkezésre álló teljesítmény

A dokumentum, mint azt korábban láttuk nem foglalkozik a rendelkezésre álló teljesítmény meghatározásával, azt bemenő adatnak tekintjük. A szükséges teljesítmény görbék felrajzolása után az egyes magasságokra és repülési súlyokra meghatározott szükséges teljesítmény görbéket már kiegészíthetjük az adott repülési magasságra meghatározott rendelkezésre álló teljesítmény görbékkel, így megkapjuk a további vizsgálatok elvégzéséhez szükséges kiinduló adatainkat diagram formájában.



5. ábra Minta a rendelkezés álló és szükséges teljesítmény görbék ábrázolására [forrás: saját]

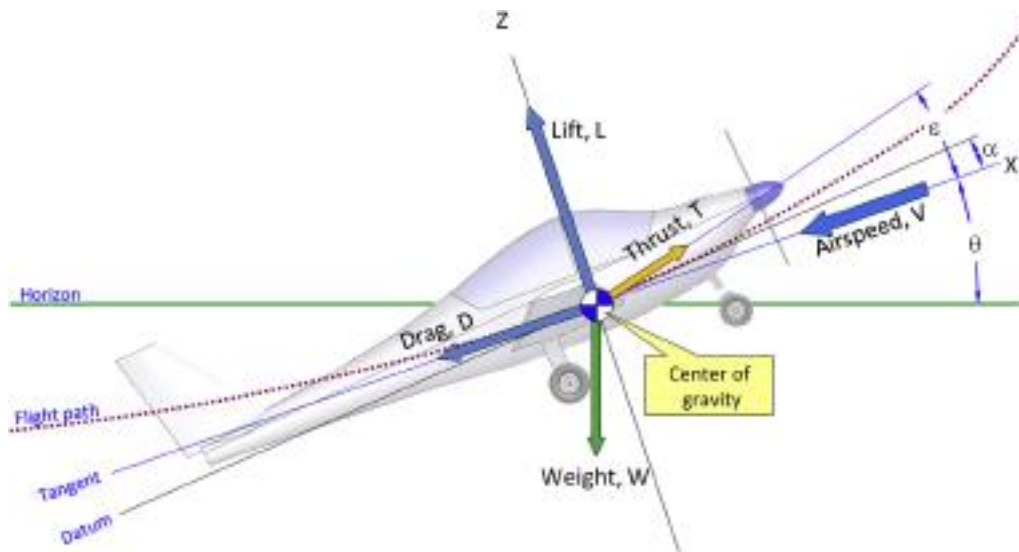
Számítógéppel végzett számítások esetén célszerű a bemenetként kapott rendelkezésre álló teljesítmény, valamint a számítás eredményeként kapott szükséges teljesítmény értékeket sebesség szerint párba rendezve táblázatba foglalni. Ennek az elvégzése gyakran kreatív megoldások alkalmazását igényli.

## 6. AZ EMELKEDÉS JELLEMZŐI

### 6.1 Pályaszög, emelkedési gradiens

Emelkedésről beszélünk, ha a repülőgép repülési magassága növekszik. Az emelkedés lehet stacionárius, tehát időben állandó, valamint instacionárius, tehát időben nem állandó. Stacionárius emelkedés során a repülőgép repülési sebessége és emelkedési pályaszöge állandónak tekinthető legalább egy rövid időintervallumban, míg instacionárius esetben ezek az értékek folyamatosan változnak. A két emelkedési mód közül a stacionárius emelkedés van közvetlen kapcsolatban a repülőgép teljesítmény jellemzőivel, így a számítást erre a repülési helyzetre végezzük el. Kisméretű és kis sebességű repülőgépek esetén a közel stacionárius emelkedés jó közelítéssel megvalósítható.

Az egyenletek könnyebb megértéséhez tekintsük meg az alábbi ábrát (2. ábra)



2. ábra: Az emelkedés közben érvényes erőviszonyok [1]

A stacionárius emelkedés erőegyenletei a következők:

$$L = W \cdot \cos(\vartheta)$$

$$D = T - W \cdot \sin(\vartheta)$$

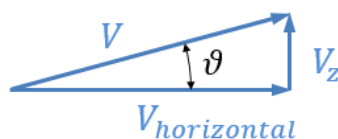
Ahol:

- $\vartheta$  - a repülőgép emelkedési pályaszöge

$$\vartheta = \arcsin \frac{T - D}{W}$$

## 6.2 Emelkedési sebesség, csúcsmagasság

Az emelkedési pályaszög és a repülési sebesség ismeretében meghatározható a sebesség vektor függőleges irányú komponense, ami az emelkedő sebesség.



6. ábra [forrás: saját]

akkor láthatjuk, hogy:

$$v_z = v \cdot \sin(\vartheta), \text{ azaz}$$

$$v_z = v \cdot \frac{T - D}{W}$$

Itt a  $T$  tolóerő a légcsavar-kiválasztás során megkapott érték, azonban a kiválasztás bonyolultsága miatt a pályaszöggel nem számolunk. Cserében végezzük el a beszorzás  $v$ -vel.

$$v_z = \frac{T \cdot v - D \cdot v}{W} = \frac{T \cdot v - T_{req} \cdot v}{W} = \frac{T \cdot v - P_{req}}{W} = \frac{P_{av} - P_{req}}{W}$$

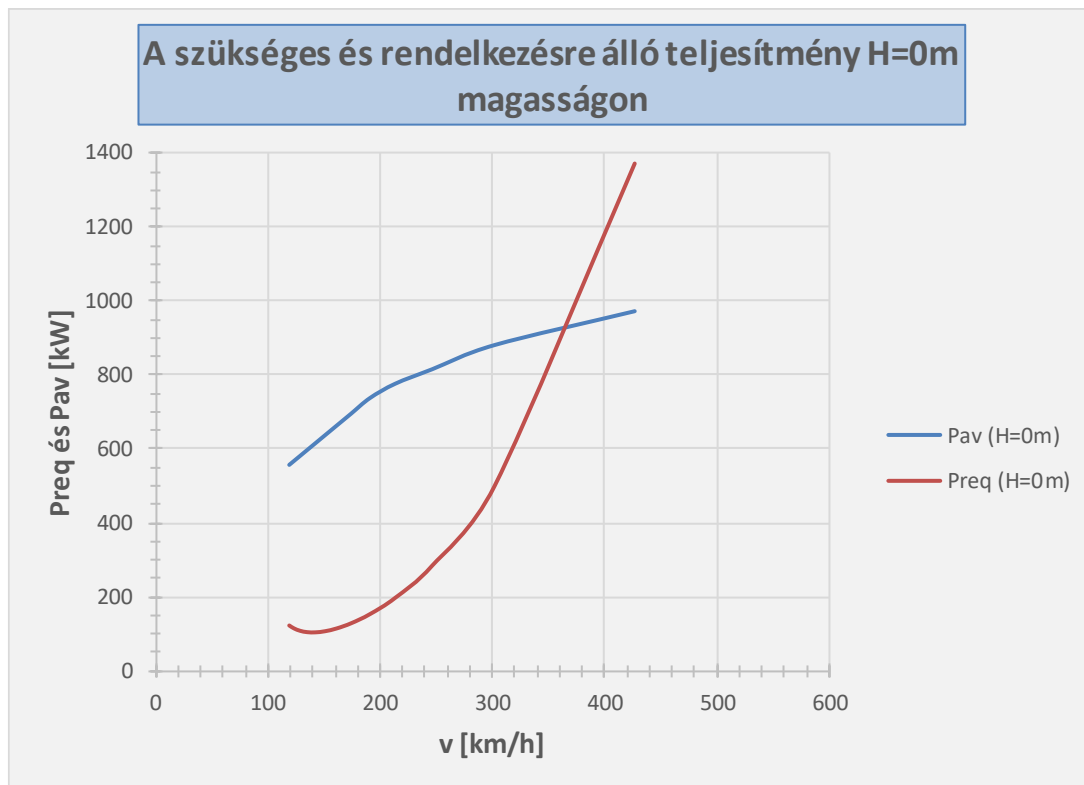
Ebben az egyenletben felhasználtuk, hogy a  $D = T_{req}$ , továbbá, hogy bevezettük a  $P_{av}$ , rendelkezésre álló teljesítményt, mely a légcsavar paramétereiből adott.

Ábrázoljuk a teljesítményeket a sebesség függvényében. A  $P_{av}$  és a  $P_{req}$  görbék közötti távolság megadja a teljesítménykülönbséget, ami az emelkedésre fordítható, ezt jelöljük  $P_{excess}$ -nek. Numerikusan nem számoljuk, azonban grafikonról tökéletesen leolvasható távolságméréssel.

Az ábrák készítésekor, egy már eleve meglévő  $P_{av}$  értékekre vonatkozó táblázatból, lineáris interpolációval meghatároztam a különböző  $v$  sebességértékekre vonatkozó  $P_{av}$  értékeket is, mely táblázat (7. táblázat) alább látható.

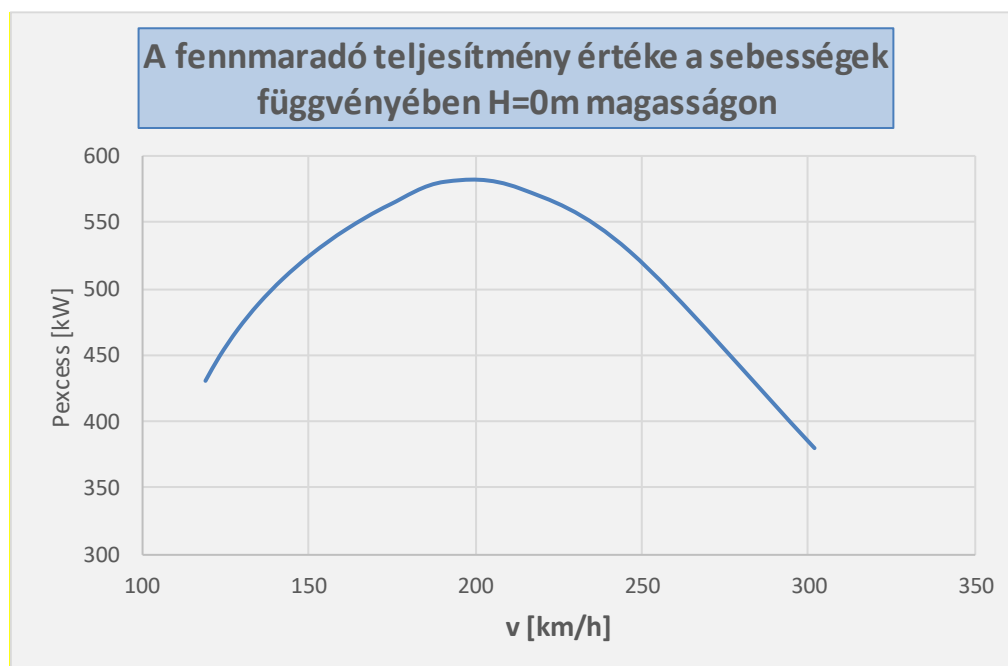
| Aerodinamikai számítások táblázat |          |          |          |          |           |          |          |          |          |          |          |          |          |         |
|-----------------------------------|----------|----------|----------|----------|-----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|---------|
|                                   | 0.1      | 0.2      | 0.3      | 0.4      | 0.5       | 0.6      | 0.7      | 0.8      | 0.9      | 1        | 1.1      | 1.2      | 1.287    |         |
| cl                                | 0.034352 | 0.035452 | 0.037308 | 0.039975 | 0.043559  | 0.048235 | 0.054261 | 0.061999 | 0.071929 | 0.084666 | 0.10098  | 0.12181  | 0.144475 |         |
| cD                                | 2.911039 | 5.641431 | 8.041171 | 10.00625 | 11.478684 | 12.4391  | 12.90061 | 12.90343 | 12.51234 | 11.81112 | 10.89325 | 9.851408 | 8.908116 |         |
| K                                 |          |          |          |          |           |          |          |          |          |          |          |          |          |         |
| Treq                              | 11552.58 | 5961.254 | 4182.227 | 3360.898 | 2929.7783 | 2703.572 | 2606.853 | 2606.283 | 2687.747 | 2847.318 | 3087.234 | 3413.725 | 3775.209 | H=0m    |
| v                                 | 427.0407 | 301.9634 | 246.5521 | 213.5203 | 190.9784  | 174.3386 | 161.4062 | 150.9817 | 142.3469 | 135.0421 | 128.7576 | 123.276  | 119.0365 |         |
| Preq                              | 1370.395 | 500.0223 | 286.4268 | 199.3389 | 155.42344 | 130.9269 | 116.8784 | 109.3058 | 106.2757 | 106.8077 | 110.418  | 116.8974 | 124.8299 |         |
| Pav                               | 971.3194 | 879.4956 | 814.2273 | 774.8699 | 736.06873 | 694.2154 | 661.687  | 635.4666 | 613.7479 | 595.3744 | 579.5673 | 565.7797 | 555.116  |         |
| deltaP                            | -399.075 | 379.4733 | 527.8004 | 575.531  | 580.64529 | 563.2884 | 544.8086 | 526.1608 | 507.4722 | 488.5667 | 469.1492 | 448.8823 | 430.2862 |         |
| v                                 | 447.4095 | 316.3663 | 258.312  | 223.7048 | 200.08761 | 182.6542 | 169.1049 | 158.1831 | 149.1365 | 141.4833 | 134.899  | 129.156  | 124.7142 | H=1000m |
| Preq                              | 1435.759 | 523.8722 | 300.0887 | 208.8469 | 162.83676 | 137.1718 | 122.4532 | 114.5195 | 111.3448 | 111.9022 | 115.6847 | 122.4731 | 130.784  |         |
| Pav                               | 923.4953 | 839.8439 | 782.1526 | 745.1411 | 719.8833  | 677.4194 | 644.323  | 617.6447 | 595.5467 | 576.8525 | 560.7692 | 546.7409 | 535.891  |         |
| deltaP                            | -512.264 | 315.9717 | 482.0639 | 536.2942 | 557.04653 | 540.2476 | 521.8697 | 503.1252 | 484.2019 | 464.9503 | 445.0845 | 424.2678 | 405.1071 |         |
| v                                 | 471.1188 | 333.1313 | 272.0006 | 235.5594 | 210.69072 | 192.3334 | 178.0662 | 166.5656 | 157.0396 | 148.9808 | 142.0477 | 136.0003 | 131.3231 | H=2000m |
| Preq                              | 1511.843 | 551.6334 | 315.9911 | 219.9142 | 171.46586 | 144.4409 | 128.9423 | 120.5881 | 117.2452 | 117.8322 | 121.8151 | 128.9632 | 137.7145 |         |
| Pav                               | 853.9987 | 797.2068 | 744.6839 | 702.4521 | 673.6318  | 645.2807 | 615.5767 | 591.633  | 571.8    | 555.0219 | 540.5873 | 527.9968 | 518.2591 |         |
| deltaP                            | -657.845 | 245.5734 | 428.6928 | 482.5379 | 502.16593 | 500.8398 | 486.6344 | 471.0449 | 454.5548 | 437.1898 | 418.7722 | 399.0336 | 380.5446 |         |
| v                                 | 495.7143 | 350.523  | 286.2008 | 247.8572 | 221.69019 | 202.3745 | 187.3624 | 175.2615 | 165.2381 | 156.7586 | 149.4635 | 143.1004 | 138.179  | H=3000m |
| Preq                              | 1590.772 | 580.4323 | 332.488  | 231.3952 | 180.41753 | 151.9817 | 135.674  | 126.8836 | 123.3662 | 123.9838 | 128.1747 | 135.696  | 144.9041 |         |
| Pav                               | 814.8128 | 750.3665 | 696.7264 | 656.0258 | 628.25044 | 607.7475 | 581.7466 | 559.2633 | 540.6401 | 524.8854 | 511.3312 | 499.5087 | 490.3649 |         |
| deltaP                            | -775.959 | 169.9341 | 364.2384 | 424.6307 | 447.83291 | 455.7658 | 446.0726 | 432.3797 | 417.2739 | 400.9016 | 383.1565 | 363.8127 | 345.4608 |         |
| v                                 | 522.2384 | 369.2783 | 301.5145 | 261.1192 | 233.55213 | 213.203  | 197.3876 | 184.6392 | 174.0795 | 165.1463 | 157.4608 | 150.7573 | 145.5726 | H=4000m |
| Preq                              | 1675.889 | 611.4894 | 350.2783 | 243.7764 | 190.0711  | 160.1137 | 142.9335 | 133.6728 | 129.9671 | 130.6178 | 135.0329 | 142.9566 | 152.6575 |         |
| Pav                               | 759.0437 | 714.3127 | 663.9957 | 624.0412 | 596.51014 | 576.1876 | 558.0511 | 533.8914 | 513.8796 | 496.9502 | 482.3854 | 469.6814 | 459.8558 |         |
| deltaP                            | -916.845 | 102.8233 | 313.7173 | 380.2648 | 406.43904 | 416.0738 | 415.1176 | 400.2187 | 383.9125 | 366.3325 | 347.3525 | 326.7248 | 307.1984 |         |

6. táblázat: A kiszámított teljesítményértékek



7. ábra [forrás: saját]

Vetítsük le ezeket a távolságokat a repülési sebesség függvényében, majd a görbe maximumához húzott vízszintes érintő megadja a  $P_{excess_{max}}$  értékét, továbbá a  $v_{em_{max}}$  értékét is, a megfelelő képlet alkalmazása után.

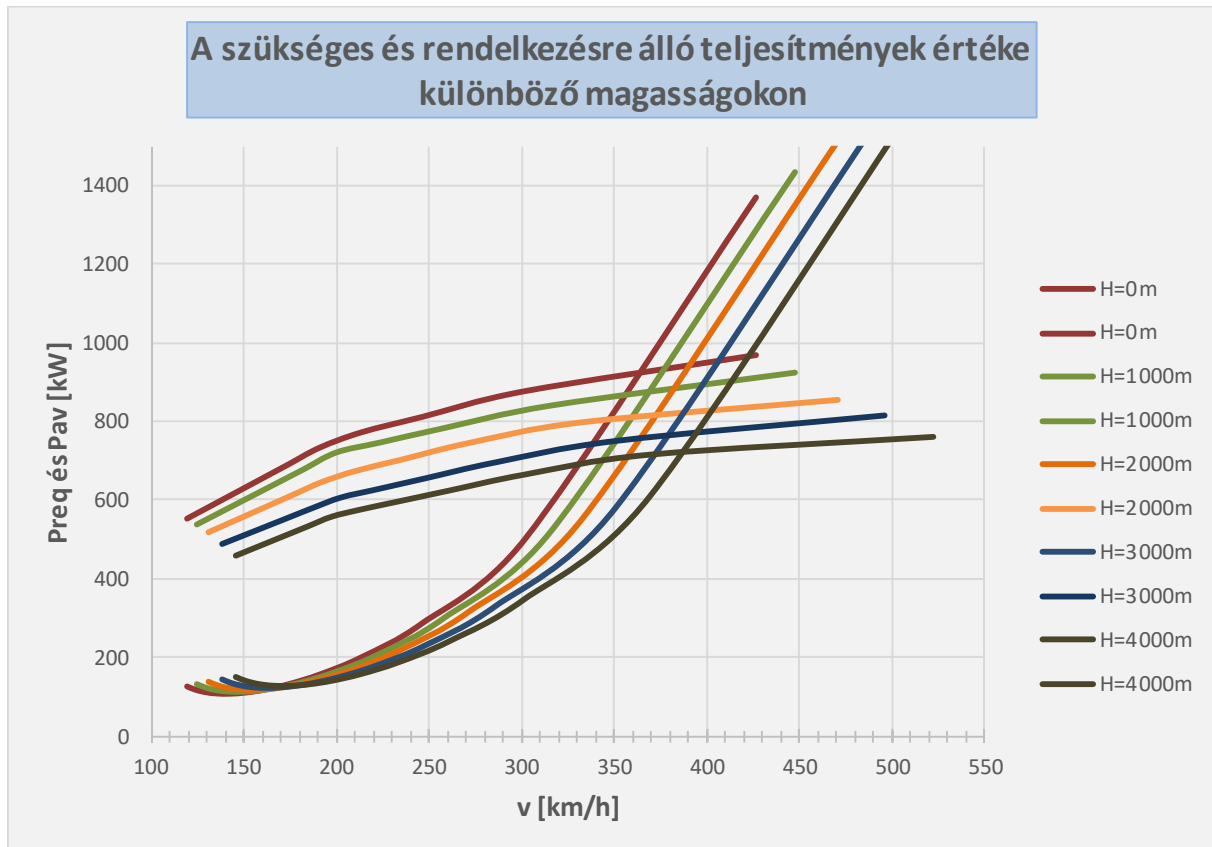


8. ábra [forrás: saját]

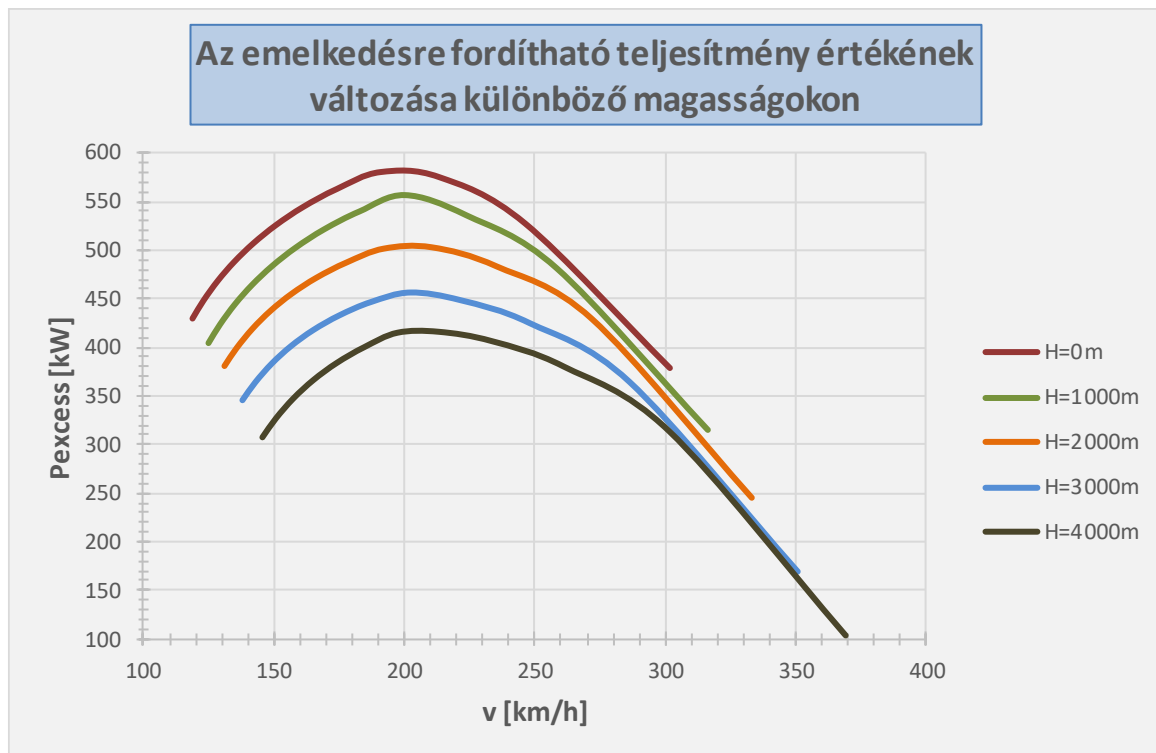
Belátható, hogy akkor lesz a legjobb emelkedés, ha a  $P_{\text{excess}}$  értéke maximális, hiszen

$$v_{z_{\max}} = \frac{P_{\text{excess}_{\max}}}{W}$$

Természetesen ezek a görbék mind  $H = 0 \text{ m}$  magasságra igazak, így gondolni kell más magasságokon való számításokra és szerkesztésekre is.



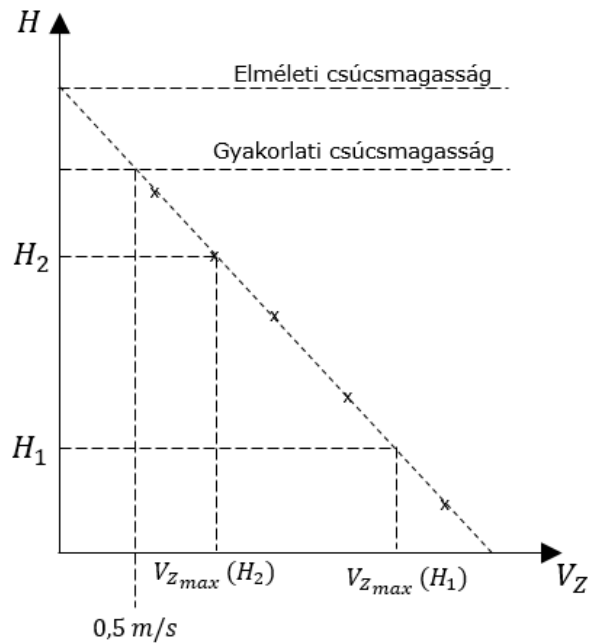
9. ábra [forrás: saját]



10. ábra [forrás: saját]

Látható, hogy ahogyan növekszik a magasság, úgy csökken a rendelkezésre álló teljesítmény többlet és ez által a repülőgép függőleges emelkedési sebessége is. Ha meghatároztuk a különböző magassághoz tartozó  $v_{z_{max}}$  értékeket, grafikonon ábrázolhatjuk annak változását a repülési magassággal.

Ez utóbbit a legkönnyebben úgy tehetjük meg, ha a vízszintes tengelyre felvesszük a  $w_{max}$  értékeket, míg a függőlegesre a  $H$  értékeket. A pontokra görbeillesztéssel húzhatunk egy lineáris vagy másodfokú vagy többfokú polinom egyenletű görbét. Az illesztett görbe függőleges tengellyel alkotott metszéspontja mutatja meg azt a repülési magasságot, ahol a repülőgép már nem rendelkezik teljesítmény felesleggel, így további emelkedésre sem lesz képes. Ezt a magasságot nevezzük elméleti csúcsmagasságnak és ahogy a neve is mutatja, ez pusztán elméleti érték, azt a repülőgép önerőből sosem lesz képes elérni.



11. ábra Maximális emelkedő sebesség változása a magassággal [forrás: saját]

Az elméleti csúcsmagasság mellett megkülönböztetjük a gyakorlati csúcsmagasságot, mely EASA előírás szerint az a magasság ahol a repülőgép emelkedő képessége eléri 0,5 m/s-os, vagy 100 ft/min-es emelkedési sebességet. Ez a repülési magasság a gyakorlatban elérhető és ezen repülve a repülőgép még rendelkezik elegendő teljesítmény tartalékkal a manőverezéshez.

Többmotoros repülőgépek esetében szükséges a nem működő motorral elérhető elméleti és gyakorlati csúcsmagasság megállapítása is, melyre külön EASA előírás létezik.

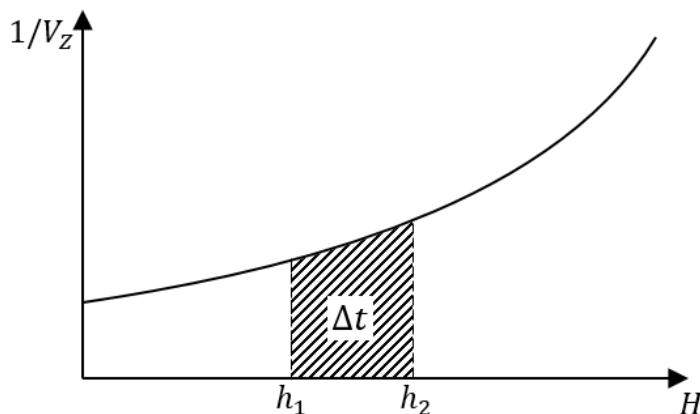
### 6.3 Emelkedési idő

Utolsó emelkedési paraméterként az emelkedéshez szükséges időt tekintjük át. Minimális emelkedési időről beszélünk, ha a repülőgép az emelkedés során mindig a maximális emelkedési sebességet biztosító sebességgel repül. Ebben az esetben lesz a kívánt magasság eléréséhez szükséges idő minimális. Azonban mivel a függőleges emelkedési sebesség a magassággal folyamatosan változik, ezért az elemi kicsiny magasságváltozásokhoz szükséges időt a magasság függvényében folytonosan összegezni kell.

$$t = \int_{H_2}^{H_1} \frac{dH}{v_{zmax}}$$

Az eddig részletezett számításokkal kapott eredmények az integrálást nem teszik lehetővé így azt numerikusan kell végrehajtanunk. Számítógéppel segített számtás esetén egy erre alkalmas függvénnyel, vagy kézzel végrehajtott számítással.

A számítás elvének bemutatásához ábrázoljuk a képletben látható  $1/v_{z_{max}}$  értékeket a magasság függvényében (12. ábra). Az így kialakuló görbe alatti terület két tetszőlegesen választott magasság érték esetén a magasság különbség átrepüléséhez szükséges minimális emelkedési időt fogja kiadni.



12. ábra [forrás: saját]

A kézi számításhoz a vizsgált magasságtartományt bontsuk fel több szakaszra, célszerű a nagy görbülettel rendelkező szakaszokat sűrűbben, a kisebb görbülettel rendelkező szakaszokhoz ritkább felbontást választani, a szükséges számítások számának és a pontosság közötti optimum közelítéséhez. A görbe alatti területet így tetszőleges numerikus integrálási módszerrel meghatározhatjuk.

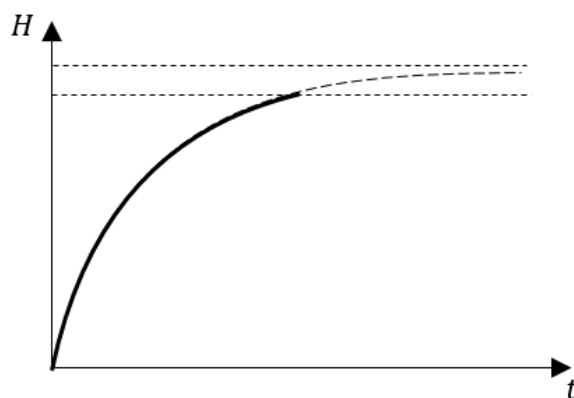
A számítást egyszerűen trapéz-formula alkalmazásával is elvégezhetjük. Ehhez a kapott szakaszokon a görbét egyenessel közelíthetjük, és a görbe alatti területeket meghatározhatjuk az alábbi összefüggéssel:

$$\Delta t_i = \frac{H_{i+1} - H_i}{120} \cdot \left[ \frac{1}{w_{\max(i+1)}} + \frac{1}{w_{\max i}} \right], [perc]$$

A kapott  $\Delta t_i$  értékek a  $H_i$  és a  $H_{i+1}$  magasság tartományon átemelkedéshez szükséges emelkedési időt adja. A  $\Delta t_i$  értékeket folytonosan összegezve kapjuk meg az adott magasság eléréséhez szükséges minimális emelkedési időt.

$$t_{H_i} = \sum_0^i \Delta t_i$$

A kapott időket grafikonon is megjeleníthetjük, majd arra kézzel, vagy valamilyen matematikai módszerrel görbét illeszthetünk.

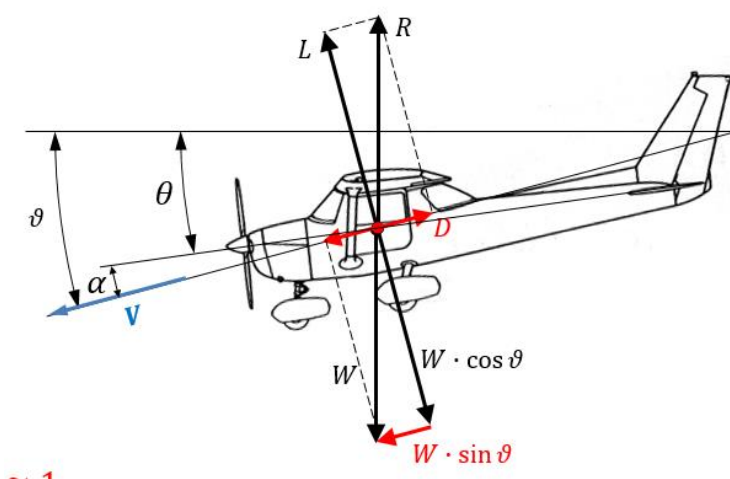


13. ábra Emelkedési idő [forrás: saját]

## 7. SIKLÓREPÜLÉS - SEBESSÉGI POLÁRIS

### 7.1 Siklás pályaszöge

A repülőgép siklóképeségének vizsgálatakor azzal a feltételezéssel élünk, hogy a repülőgépre szerelt hajtásrendszer megállt, az vonóerőt nem biztosít. A siklás vizsgálatakor, hasonlóan az emelkedéshez, megkülönböztethetünk stacionárius módon végrehajtott, azaz állandósult siklást, valamint instacioner siklást. Mivel esetünkben a stacioner repülési állapot tükrözi a repülőgép aerodinamikai tulajdonságait, így a vizsgálatot az állandósult állapotban végrehajtott siklórepülésre szűkítjük.



14. ábra Siklást végző repülőgép erőegyensúlya [forrás: saját]

A siklás egyensúlya az alábbi egyenlőség kielégítésével jön létre.

$$R = W$$

Ahol  $R$  – az eredő légerő

Az egyenletet felbonthatjuk a repülési pályával párhuzamos, valamint arra merőleges erőegyenletekre is.

$$D = W \cdot \sin \vartheta$$

$$L = W \cdot \cos \vartheta$$

Az első egyenletből felírható a siklás pályaszöge hasonlóan az emelkedési pályaszöghöz.

$$\sin \vartheta = \frac{D}{W}$$

A siklás pályaszöge a másik egyenletből is kifejezhető.

$$\cos \vartheta = \frac{L}{W}$$

A két egyenletet eloszthatjuk egymással

$$\tan \vartheta = \frac{\sin \vartheta}{\cos \vartheta} = \frac{\frac{D}{W}}{\frac{L}{W}} = \frac{D}{L} = \frac{c_D}{c_L} = \varepsilon = \tan \gamma$$

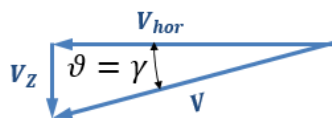
Ahol

- $\gamma$  – a siklászög, mely a repülőgép polárisának valamely pontjába az origóból húzott vektor függőleges tengellyel bezárt hajlásszöge

## 7.2 Siklás süllyedési sebessége

A siklás szöge mellett, mely megmutatja, hogy a repülőgép ismert magasságból milyen távolságra képes siklani, fontos a süllyedés sebessége is, mert megmutatja, hogy ismert magasságból mennyi ideig tud levegőben maradni a repülőgép.

A siklás szögének és a repülőgép repülési sebességének ismeretében meghatározható a sebesség vektor függőleges irányú komponense, a függőleges sebesség, vagy süllyedési sebesség.



15. ábra Siklás sebességi háromszöge [forrás: saját]

$$v_z = v \cdot \sin \vartheta = v \cdot \frac{D}{W} = \frac{P_{req}}{W}$$

A siklás erőegyensúlyából kifejezhető a siklósebesség.

$$W = R = c_R \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{c_R \cdot \rho \cdot S}}$$

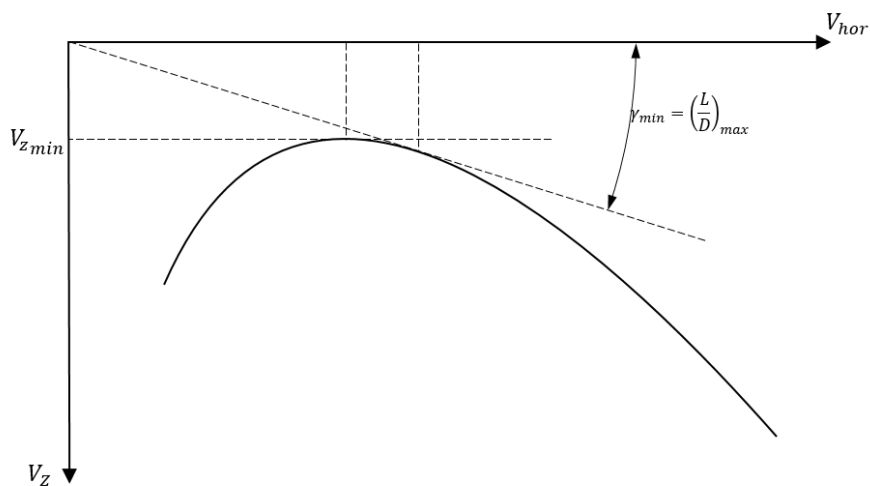
Ahol

- $c_R$  – Az eredő légerő tényező  $c_R = \sqrt{c_L^2 + c_D^2}$

A siklás szögének és a kialakuló egyensúlyi siklósebességnek ismeretében meghatározható a repülőgép függőleges és horizontális sebessége is. A számítás eredményeit célszerű táblázatos formába rendezni. Látható, hogy a sebesség függvény a repülőgép súlyának és a repülési magasságnak, ezért a számítást célszerű különböző repülési súlyokra és repülési magasságokra is elvégezni.

### 7.3 Siklás sebességi polárisa

A meghatározott függőleges és horizontális sebesség párosokról felrajzolható a repülőgép sebességi polárisa stacionárius siklás esetére.



16. ábra Repülőgép sebességi polárisa

A felrajzolt sebességi polárisból a görbe vízszintes tengellyel párhuzamos érintési pontjából meghatározható a repülőgép legkisebb függőleges sebessége. Az origóból az érintési pontba húzott vektor hossza pedig megadja a legkisebb merüléshez tartozó repülési sebességet ( $V_{gadz}$ ).

A sebességi poláris origóból húzott érintője megadja az optimális siklási sebességet és a minimális siklászöveget. Az origóból az érintési pontba húzott vektor hossza a repülőgép optimális siklósebességét ( $V_{opt}$ ) adja, mellyel a leglaposabb pályán tud siklani.

## 8. NEVEZETES SEBESSÉGEK

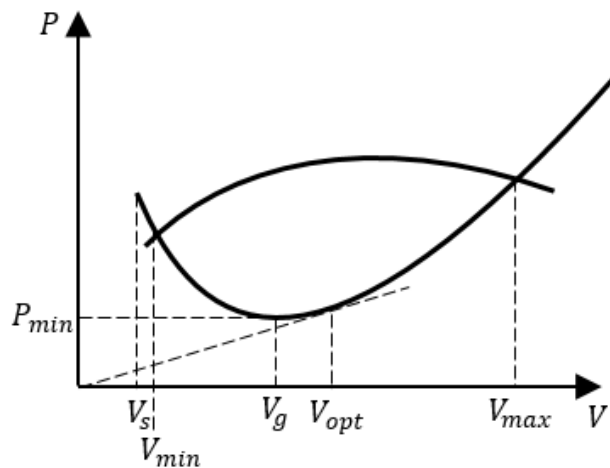
A teljesítményjellemzők meghatározását követően fontos a repülőgép üzemi korlátait, valamint optimális repülési helyzeteihez tartozó repülési sebességek összefoglalása.

### 8.1 Átesési és minimális repülési sebesség

E két sebesség határozza meg a repülőgéppel elérhető legkisebb repülési sebességet. Az átesési sebességet tekinthetjük aerodinamikai korlátnak, mely a repülőgép szárny kritikus állászögének elérésekor realizálható vízszintes repülési sebesség.

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{c_{Lmax} \cdot \rho \cdot S}}$$

A minimális repülési sebesség az a legkisebb sebesség, amivel a repülőgép stacionárius vízszintes repülést tud végrehajtani. Ez egyben lehet aerodinamikai korlát is, mint az átesési sebesség, de lehet teljesítmény korlát is, nagy magasságú repülés esetén. Ebben az esetben a repülőgép rendelkezésre álló teljesítménye és a vízszintes repüléshez szükséges teljesítmények azonosak, tehát a két görbe metszi egymást.



17. ábra nevezetes sebességek

Azt tekintjük minimális repülési sebességnek, amelyik a két eset körül a nagyobb sebességet eredményezi.

## 8.2 Gazdaságos repülési sebesség

Gazdaságos repülési sebesség az a vízszintes repülési sebesség, ami a legkisebb teljesítményigénnyel valósítható meg ( $P_{min}$ ). Ez a repülési sebesség a szükséges teljesítmény görbének a vízszintes tengellyel párhuzamos érintőjénél adódik.

A siklás vizsgálatánál legkisebb függőleges sebességet eredményező repülési sebesség is a repülőgép gazdaságossebessége, mert a  $v_z$  függőleges sebesség ott minimális, ahol a szükséges teljesítmény is minimális.

$$v_{z_{min}} = \frac{P_{req_{min}}}{W}$$

Ezt a sebességet tehát már meghatároztuk.

## 8.3 Optimális repülési sebesség

Az optimális repülési sebesség légcsaváros repülőgépek esetében a legnagyobb repülési hatótávolságot eredményező repülési sebesség. Grafikusan a szükséges teljesítmény görbe origóból húzott érintőjének érintési pontjához tartozó sebességgént határozható meg.

Az origóból húzott érintési pont az érintő vízszintes tengellyel bezárt szögének és tangensének minimumát eredményezi.

$$\tan \delta_{min} = \left( \frac{P_{req}}{V} \right)_{min} = \left( \frac{T_{req} \cdot V}{V} \right)_{min} = T_{req_{m}}$$

Ez a repülőgép vízszintes repülésének fenntartásához szükséges tolóerő minimumánál adódik.

$$T_{req_{min}} = \left(\frac{W}{K}\right)_{min} = \frac{W}{K_{max}}$$

Látható tehát, hogy az optimális sebesség annál a repülési állásszögnél realizálódik, ahol a repülőgép jósági száma maximális. Ez a legkisebb siklószöget eredményezi, mely megegyezik a sikló sebességi poláris origóból húzott érintőjéhez tartozó repülési sebességgel. Ezt a sebességet a siklás vizsgálatánál már meghatároztuk.

#### 8.4 Maximális repülési sebesség

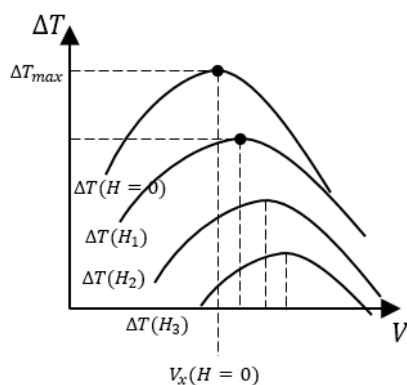
Maximális repülési sebesség az a sebesség, amire a repülőgép saját erőforrásainak felhasználásával vízszintes repülésben képes elérni. Ezt a sebességet a Penaud diagram szükséges és rendelkezésre álló teljesítmény görbéinek nagyobb sebességet adó metszéspontjában találjuk meg (17. ábra).

#### 8.5 Maximális emelkedési pályaszög biztosító sebesség

Az emelkedés vizsgálatánál láttuk, hogy az emelkedési pályaszög a repülőgép rendelkezésre álló tolóerejének és ellenállásának függvénye.

$$\vartheta_{max} = \arcsin\left(\frac{T-D}{W}\right)_{max} = \arcsin\frac{(T-D)_{max}}{W}$$

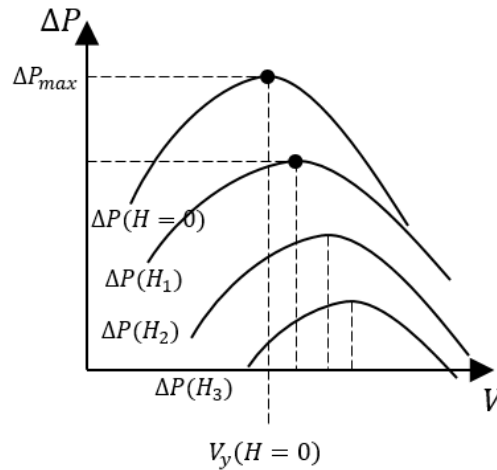
Az emelkedés pályaszöge ott a legnagyobb, ahol a tolóerő felesleg (T-D) a legnagyobb. Ennek meghatározásához a teljesítményfelesleg maximumának meghatározásához használt módszert kell alkalmaznunk, és minden repülési magasság esetén képezni kell a rendelkezésre álló és a szükséges tolóerő görbék különbségét. A kapott különbségeket diagramon ábrázolva kapjuk meg a maximális emelkedési szöghöz tartozó repülési sebességet a görbe vízszintes tengellyel párhuzamos érintési pontjában.



18. ábra maximális emelkedési pályaszöghöz tartozó repülési sebesség meghatározása

## 8.6 Maximális emelkedési sebességet biztosító sebesség

Az emelkedés vizsgálatánál láttuk, hogy az emelkedési pályaszög a repülőgép rendelkezésre álló és szükséges teljesítményének függvénye. A maximális emelkedési sebességet biztosító repülési sebesség a teljesítmény felesleg görbék vízszintes tengellyel alkotott metszéspontjában adódó repülési sebesség.

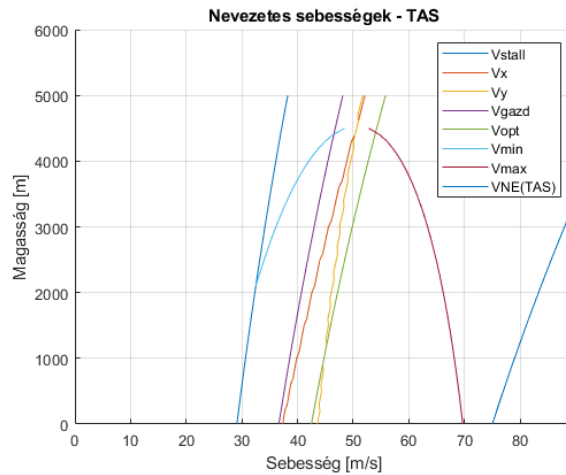


19. ábra Maximális emelkedési sebességet biztosító repülési sebesség meghatározása

## 8.7 Nevezetes sebességek ábrázolása

A kapott nevezetes sebességek magasság függvényében történő ábrázolásával kirajzolódnak a repülőgép aerodinamikai és teljesítmény korlátai azaz a repülőgép repülési tartománya. Segítségével a szerkezeti és a repülőgép rendszerei, valamint az előírás rendszer további korlátait figyelembe véve megkaphatók a repülőgép üzemi korlátai is.

A kapott nevezetes sebességeket magasság szerint táblázatba foglalhatjuk, és a magasság függvényében ábrázolhatjuk.

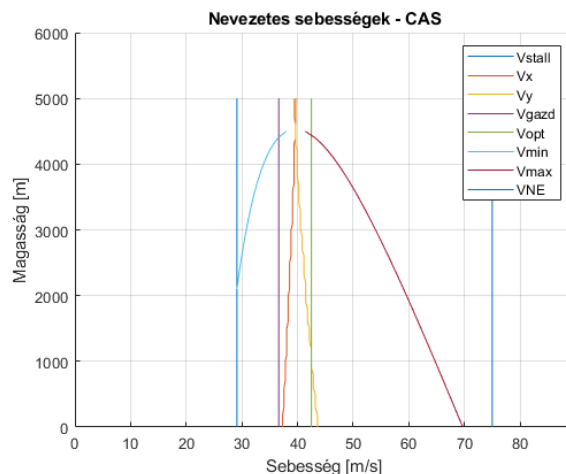


20. ábra Nevezetes repülési sebességek változása a magassággal - Valós légsebesség

Fontos megjegyezni, hogy a korábbi számításaink a repülőgép valódi levegőhöz viszonyított sebességével számoltak, ezért a meghatározott nevezetes sebességek is valós légsebességek. A repülőgép felhasználása, gyakorlati üzemeltetése szempontjából a nevezetes sebességeket célszerű a pilóta által is értelmezhető, a repülőgép műszerei által mutatott, könnyen tartható kalibrált sebességre átszámolni. Korábban láttuk a kapcsolatot a repülőgép valós és kalibrált sebessége között.

$$V_{CAS} = V_{TAS} \cdot \sqrt{\Delta_H}$$

A sebességek kalibrált sebességre történő átszámítása után az eredményeket diagram formájában ábrázolhatjuk a magasság függvényében.



21. ábra Nevezetes repülési sebességek változása a magassággal - Kalibrált légsebesség

## 9. FORRÁSOK

- [1.] Gudmundsson, S., *General Aviation Aircraft Design - Applied Methods and Procedures*. 2014, Butterworth-Heinemann, Elsevier: The Boulevard, Langford Lane, Kidlington, Oxford OX5 1GB, UK