

Proračun performansi leta helikoptera u uvjetima promjene mase i visine leta

Sikavica, Dora

Master's thesis / Diplomski rad

2023

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:042250>

Rights / Prava: [In copyright](#)/[Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-08-02**



Repository / Repozitorij:

[Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository](#)



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

Dora Sikavica

**PRORAČUN PERFORMANSI LETA HELIKOPTERA U
UVJETIMA PROMJENE MASE I VISINE LETA**

**DIPLOMSKI
RAD**

Zagreb, 2023.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
POVJERENSTVO ZA DIPLOMSKI ISPIT

Zagreb, 3. svibnja 2023.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Teorija leta helikoptera**

DIPLOMSKI ZADATAK br. 7349

Pristupnik: **Dora Sikavica (0135252258)**
Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Proračun performansi leta helikoptera u uvjetima promjene mase i visine leta**

Opis zadatka:

Definirati potrebnu i raspoloživu snagu u ovisnosti o promjeni mase i visine leta. Procijeniti aerodinamičke karakteristike helikoptera. Definirati performanse helikoptera u režimu lebdenja. Definirati performanse helikoptera u režimu vertikalnog i horizontalnog leta. Definirati performanse helikoptera u režimu autorotacije.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
diplomski ispit:

prof. dr. sc. Doris Novak

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

DIPLOMSKI RAD

**PRORAČUN PERFORMANSI LETA HELIKOPTERA U
UVJETIMA PROMJENE MASE I VISINE LETA**

**CALCULATION OF HELICOPTER FLIGHT PERFORMANCE
IN CONDITIONS OF CHANGING MASS AND ALTITUDE**

Mentor: prof. dr. sc. Doris Novak

Studentica: Dora Sikavica
JMBAG: 0135252258

Zagreb, 2023.

Sažetak

Helikopteri su letjelice s iznimnom prilagodljivošću i mogućnosti obavljanja specifičnih zadaća i misija. Osnovni režim leta helikoptera iz kojeg onda ulaze u bilo koji drugi režim leta je lebdenje. S obzirom na to da su helikopteri tako značajni za razne djelatnosti od koristi je da se što bolje poznaju performanse takvih letjelica. Na performanse utječe mnogo parametara, no u ovom radu fokus je na utjecaju mase helikoptera, visine leta i temperature okolnog zraka na potrebnu i raspoloživu snagu helikoptera u lebdenju. S pomoću vrijednosti koje definiraju krivulje potrebne i raspoložive snage mogu se definirati i procijeniti performanse helikoptera u lebdenju. Provedena je obrada, analiza i usporedba utjecaja navedenih parametara na lebdenje helikoptera uz program Matlab.

KLJUČNE RIJEČI: lebdenje, potrebna snaga, raspoloživa snaga, masa helikoptera, visina leta, temperatura okolnog zraka

Summary

Helicopters are aircraft with exceptional adaptability and the capability to perform specific tasks and missions. The fundamental flight mode from which helicopters can transition into any other flight mode is hovering. Given that helicopters play a significant role in various activities, it is beneficial to have a thorough understanding of the performance of such aircraft. Numerous parameters influence performance, but this work specifically focuses on the impact of helicopter mass, flight altitude, and ambient air temperature on the required and available power during hovering. By utilizing values that define the curves of required and available power, one can define and assess the performance of helicopters in hovering. The processing, analysis, and comparison of the influence of these parameters on helicopter hovering were conducted using the Matlab program.

KEY WORDS: hovering, required power, available power, helicopter mass, flight altitude, ambient air temperature

Sadržaj

1. UVOD.....	1
2. PERFORMANSE HELIKOPTERA.....	3
2.1. Lebdenje i vertikalno penjanje	3
2.2. Napredujući let.....	6
3. BELL206 JET RANGER III.....	11
3.1. Geometrijske karakteristike helikoptera Bell206 B-3	12
3.2. Pogonska skupina helikoptera Bell206 B-3	12
3.3. Podaci o helikopteru potrebni za proračune.....	14
4. ODREĐIVANJE PERFORMANSI HELIKOPTERA U LEBDENJU.....	16
4.1. Performanse helikoptera u lebdenju na razini mora.....	16
4.2. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 500 metara	22
4.3. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 1000 metara	27
4.4. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 1500 metara	32
4.5. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 2000 metara	36
4.6. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 2500 metara	40
4.7. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 3000 metara	43
4.8. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 3500 metara	46
4.9. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 4000 metara	49
4.10. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 4500 metara	51
4.11. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 5000 metara	53
5. USPOREDBA REZULTATA.....	56
5.1. Potrebna snaga u ovisnosti o masi helikoptera.....	56
5.2. Raspoloživa snaga u ovisnosti o visini.....	67
5.3. Tri karakteristične visine i mase na istom grafikonu.....	68
6. ZAKLJUČAK.....	70
LITERATURA.....	72
POPIS SLIKA.....	73
POPIS TABLICA.....	74
POPIS GRAFIKONA.....	75
POPIS KRATICA	78

1. UVOD

U današnje vrijeme helikopteri su u širokoj primjeni u civilnom, a naročito u vojnom zrakoplovstvu te se upotrebljavaju za prijevoz putnika najkraćim udaljenostima, u potrazi i spašavanju, prijevozu tereta, nadzoru iz zraka, borbenim zadaćama, medicinskim zadaćama, u razno raznim istraživačkim zadaćama, u komercijalne i u mnoge druge svrhe. Upravo zbog svoje svestranosti i mogućnosti prilagodbe različitim poljima i zadacima unutar tih polja je važno poznavati i poboljšati performanse helikoptera. Performanse su te koje određuju sposobnost helikoptera pri izvršavanju svih tih specifičnih zadaća i misija. Proračun performansi leta helikoptera bit će napravljen s pomoću programa Matlab. Proračun će se izvoditi kako bi se definirale performanse helikoptera u uvjetima promjene mase i visine leta. Tako će se učinkovitije prikazati te doći do zaključka kako različiti uvjeti i određeni čimbenici kao što su masa, visina i temperatura utječu na potrebnu i raspoloživu snagu helikoptera koje utječu na performanse poput brzine uzdizanja, brzine silaženja, minimalne brzine pristajanja, najveće moguće brzine leta i ostalog. Određivanjem potrebnih vrijednosti za dobivanje krivulja potrebne i raspoložive snage za različite uvjete leta, visinu, masu helikoptera i temperaturu, moguće je odrediti performanse helikoptera kako u horizontalnom letu tako i pri lebdenju, vertikalnom letu i autorotaciji.

Svrha ovog diplomskog rada je definirati performanse koje određuju sposobnost helikoptera u lebdenju. Mogućnost proračuna i određivanja performansi nije samo potrebno radi definiranja operativnih ograničenja već je vrlo važno za analizu zadaća u kojima će taj helikopter biti korišten. Diplomski rad podijeljen je u 6 poglavlja:

1. Uvod
2. Performanse helikoptera
3. Bell206 Jet Ranger III
4. Određivanje performansi helikoptera u lebdenju
5. Usporedba rezultata
6. Zaključak.

Uvodno poglavlje opisuje tematiku i strukturu rada po poglavljima. Nadalje, opisana su pojedina poglavlja u kratkim crtama.

U poglavlju „Performanse helikoptera“ objašnjenje su performanse u lebdenju, vertikalnom penjanju i napredujućem letu. Uz ilustrativnu podlogu dovode se u odnos veličine

poput potrebne i raspoložive snage s ukupnom poletnom masom, različitim visinama leta i brzinom napredujućeg leta.

Treće poglavlje opisuje helikopter Bell206 Jet Ranger III kroz njegove geometrijske karakteristike kao i karakteristike pogonske skupine. Uz to, dani su podaci koji su se koristili za proračune u programskom dijelu ovog diplomskog rada.

„Određivanje performansi helikoptera u lebdenju“ je najopsežniji dio u radu jer sadrži niz grafikona dobivenih u programu Matlab koji prikazuju odnose potrebne i raspoložive snage u lebdenju u ovisnosti o masi helikoptera, visini leta i temperaturi okolnog zraka.

Kako bi se što bolje shvatili i doveli u kontekst podaci dobiveni u prethodnom poglavlju, stvoreno je poglavlje pet „Usporedba rezultata“. Dobiveni grafikoni u poglavlju četiri zajedno se stapaju u nove grafikone na kojima su objedinjeni podaci preko kojih se analiziraju i uspoređuju performanse helikoptera. U ovom poglavlju se uistinu može protumačiti na koji način masa helikoptera, visina leta i temperatura okolnog zraka utječu na potrebnu i raspoloživu snagu helikoptera, a time i njegove performanse u lebdenju.

Šesto poglavlje daje uvid u zaključna razmatranja tematike s obzirom na rezultate analize i usporedbe podataka.

2. PERFORMANSE HELIKOPTERA

Izraz "performanse helikoptera" odnosi se na procjenu ukupne potrebne snage motora za određene uvjete leta, određivanje maksimalne brzine penjanja, procjenu maksimalne visine leta te mnoge druge. U sljedećim poglavljima će neke od njih biti objašnjene.

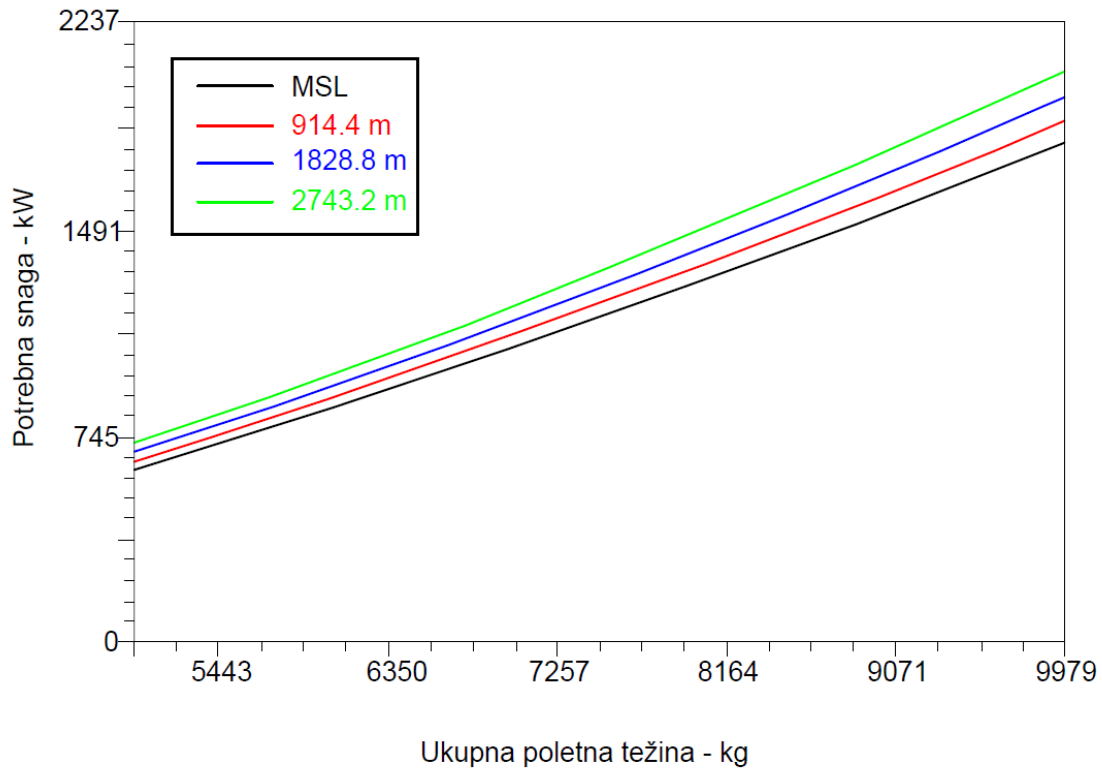
2.1. Lebdenje i vertikalno penjanje

Potrebna snaga nosivog rotora u lebdenju može se procijeniti matematički s pomoću jednadžbe $P = P_i + P_0$. Odnosno jednaka je zbroju inducirane i profilne snage. Inducirana snaga je jednaka umnošku potiska nosivog rotora, inducirane brzine pri lebdenju i korekcijskom parametru κ , koji predstavlja faktor inducirane snage nosivog rotora. Profilna snaga jednaka je umnošku gustoće okolnog zraka, ukupne površine svih krakova nosivog rotora, koeficijenta otpora profila te brzine vrha lopatice na treću pa sve podijeljeno s osam. Profilna snaga je evidentno funkcija gustoće okolnog zraka, a isto vrijedi i za induciranu snagu koja je funkcija inducirane brzine pri lebdenju koja onda sama ovisi o gustoći okolnog zraka. Dakle, potrebna snaga nosivog rotora ovisi o gustoći okolnog zraka odnosno visini leta, a osim navedenog ovisi i o ukupnoj masi helikoptera. Dalje će biti prikazani grafikoni čiji se rezultati odnose na helikopter koji slični na UH-60, za koji su osnovni parametri navedeni u tablici 1.

Tablica 1. Karakteristike reprezentativnog helikoptera [1]

Karakteristike	Nosivi rotor	Repni rotor
Radijus, r	8,3 m	1,67 m
Duljina tetive, c	0,52 m	0,24 m
Koeficijent ispunjenosti, σ	0,082	0,19
Broj krakova, N	4	4
Brzina vrha lopatice, ΩR	221 m/s	209 m/s
Korekcijski parametar κ	1,15	1,15
Koef. otpora profila, c_{d_0}	0,008	0,008

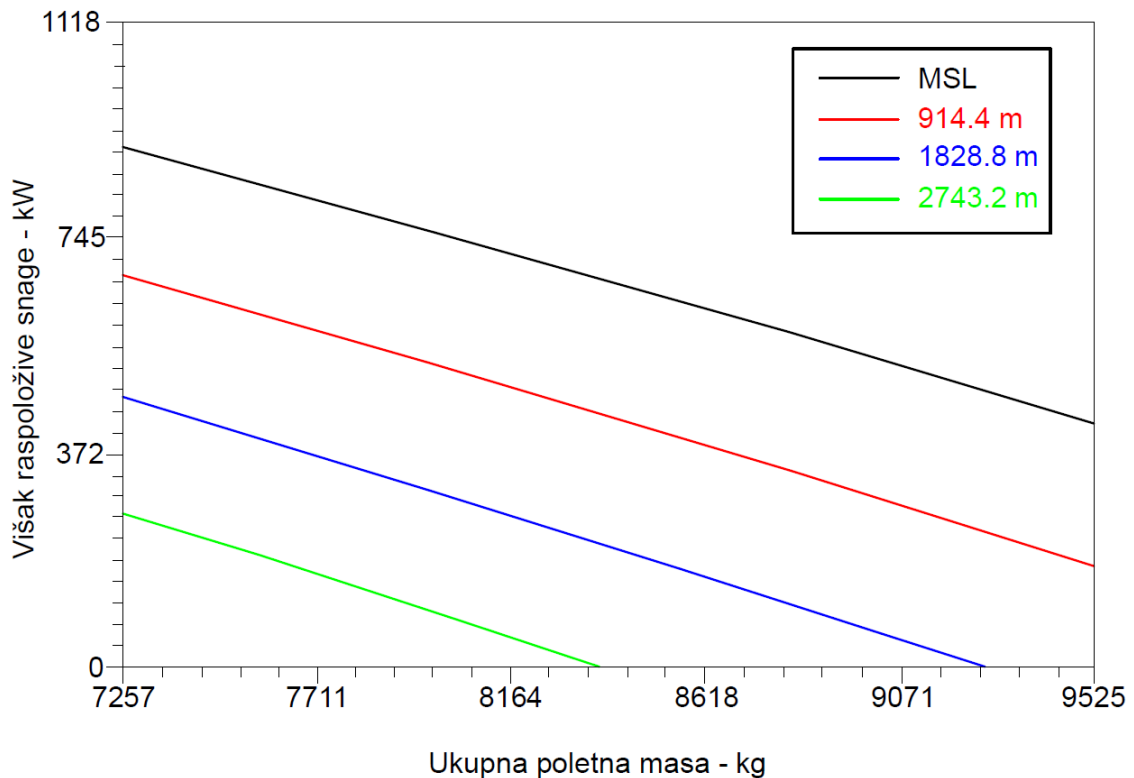
Osnovni utjecaj nadmorske visine na performanse lebdenja prikazan je na slici 1.



Slika 1. Odnos između potrebne snage za lebdenje i ukupne poletne mase helikoptera na različitim visinama [1]

Prazan helikopter ima masu 5000 kilograma. Na slici 1 se može primijetiti da će biti potrebno čak 20 % više snage za lebdenje na nadmorskoj visini od 2743,2 m u usporedbi s onom potrebnom pri uvjetima na razini mora. Faktor inducirane snage κ nije značajno pogođen nadmorskom visinom. I dok se snaga potrebna za lebdenje povećava s rastućom nadmorskom visinom, u međuvremenu se raspoloživa snaga helikoptera smanjuje [1].

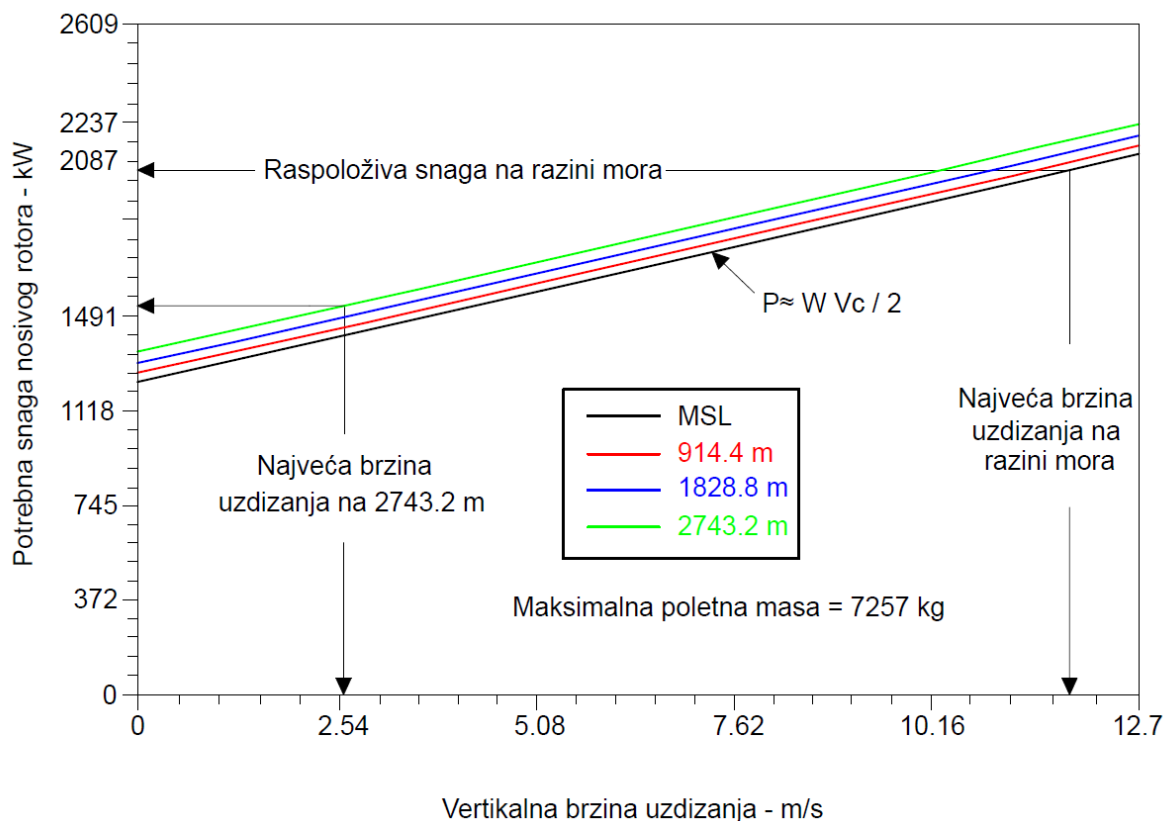
Rezultati koji prikazuju da se raspoloživa snaga smanjuje porastom ukupne mase helikoptera za određenu visinu prikazani su na slici 2.



Slika 2. Višak raspoložive snage helikoptera u odnosu na ukupnu poletnu masu helikoptera na različitim visinama [1]

Na bilo kojoj nadmorskoj visini, smanjenje viška raspoložive snage gotovo je proporcionalno dodatnoj masi zrakoplova. Kada višak raspoložive snage s porastom nadmorske visine konačno postane nula, definira se vrhuncem lebdenja. Za maksimalnu ukupnu težinu helikoptera 9,100 kilograma, *ceiling* lebdenja iznosi otprilike 2,100 metara, što znači da helikopter ne može lebdjeti iznad te nadmorske visine pri toj težini. Međutim, helikopter će moći letjeti na značajno većim nadmorskim visinama s nekom brzinom prema naprijed [1].

Ako se poznaju potrebna snaga za lebdenje i raspoloživa snaga helikoptera određene mase na visini leta može se doći do maksimalne brzine uzdizanja. Maksimalna brzina uzdizanja ne ovisi o višku potiska nosivog rotora već o višku raspoložive snage. Višak raspoložive snage i maksimalna brzina uzdizanja su proporcionalne odnosno ako je višak raspoložive snage veći, maksimalna brzina uzdizanja je isto veća. Odnos između maksimalne brzine uzdizanja te potrebne i raspoložive snage nosivog rotora helikoptera prikazane su na slici 3 [1].

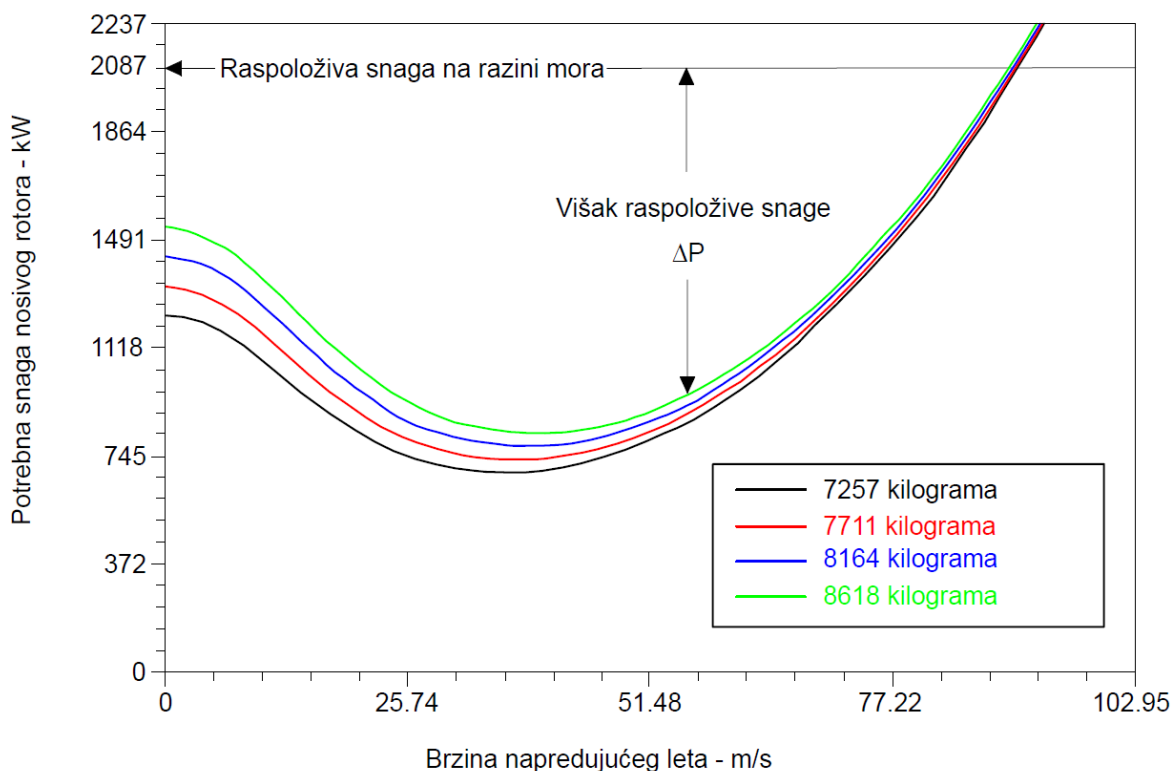


Slika 3. Potrebna snaga za penjanje kao funkcija ukupne poletne mase na različitim visinama [1]

Reprezentativni rezultati za maksimalnu moguću brzinu uzdizanja su napravljeni za helikopter pri ukupnoj težini 7257 kilograma. Primjećuje se značajan pad maksimalne moguće brzine uzdizanja pri porastu nadmorske visine. Jako je važno da u "vrućim i visokim" uvjetima pilot prepozna da se potencijalno može dogoditi ozbiljan pad u performansama leta helikoptera [1].

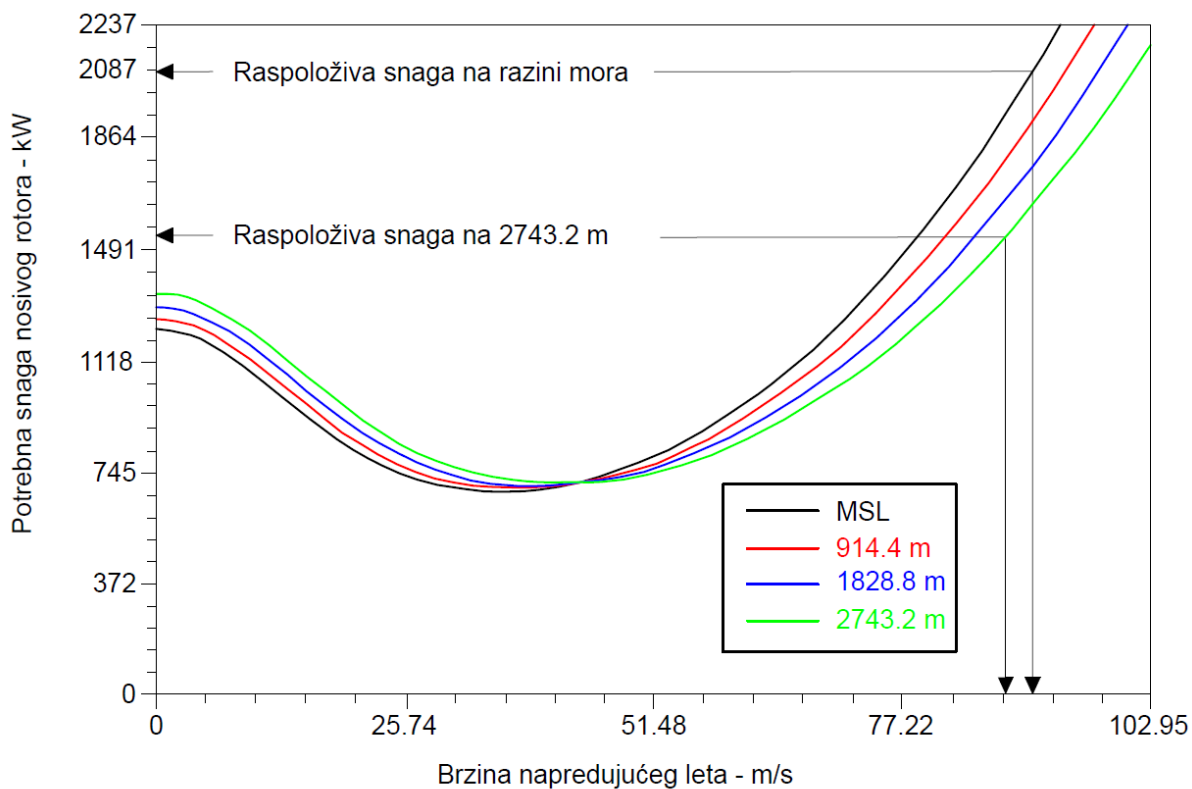
2.2. Napredujući let

Učinak ukupne poletne mase na potrebnu snagu nosivog rotora u uvjetima na razini mora prikazan je na slici 4. Primjećuje se da s povećanjem ukupne poletne mase, višak raspoložive snage postaje progresivno manji, a posebno u području pri nižim brzinama gdje inducirana snaga čini veći dio ukupne potrebne snage. U ovom slučaju, raspoloživa snaga na razini mora iznosi 2087 kW i za turbovratilni motor ostaje relativno konstantna s brzinom napredujućeg leta helikoptera. Brzina napredujućeg leta helikoptera dobivena na presjecištu krivulje potrebne snage s krivuljom raspoložive snage daje maksimalnu brzinu napredujućeg leta [1].



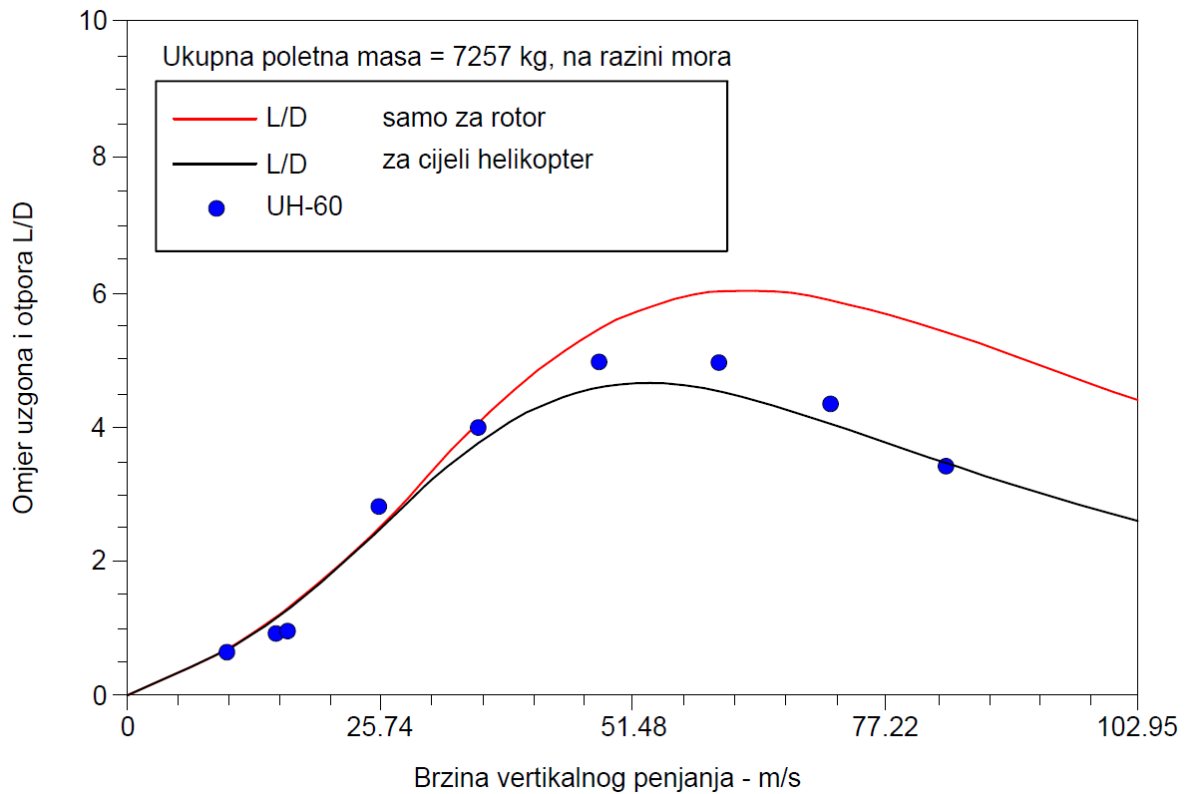
Slika 4. Procjena potrebne snage nosivog rotora u napredujućem letu pri različitim ukupnim poletnim masama [1]

Učinak nadmorske visine na ukupne performanse helikoptera je važan zbog operativnih razloga. Kao što je prikazano na slici 5, povećanje nadmorske visine povećava potrebnu snagu u lebdenju i pri nižim brzinama napredujućeg leta. Pri višim brzinama napredujućeg leta, smanjenje gustoće okolnog zraka rezultira s manjom potrebnom snagom zbog smanjenja parazitskog otpora. Međutim, viša nadmorska visina će također utjecati na raspoloživu snagu helikoptera. Na slici 5 vidi se da na 2743,2 m raspoloživa snaga iznosi otprilike 25 % manje nego što je iznosila pri uvjetima na razini mora, što rezultira velikim smanjenjem viška raspoložive snage pri bilo kojoj brzini napredujućeg leta u usporedbi s onom na razini mora [1].



Slika 5. Procjena potrebne snage nosivog rotora u napredujućem letu na različitim visinama [1]

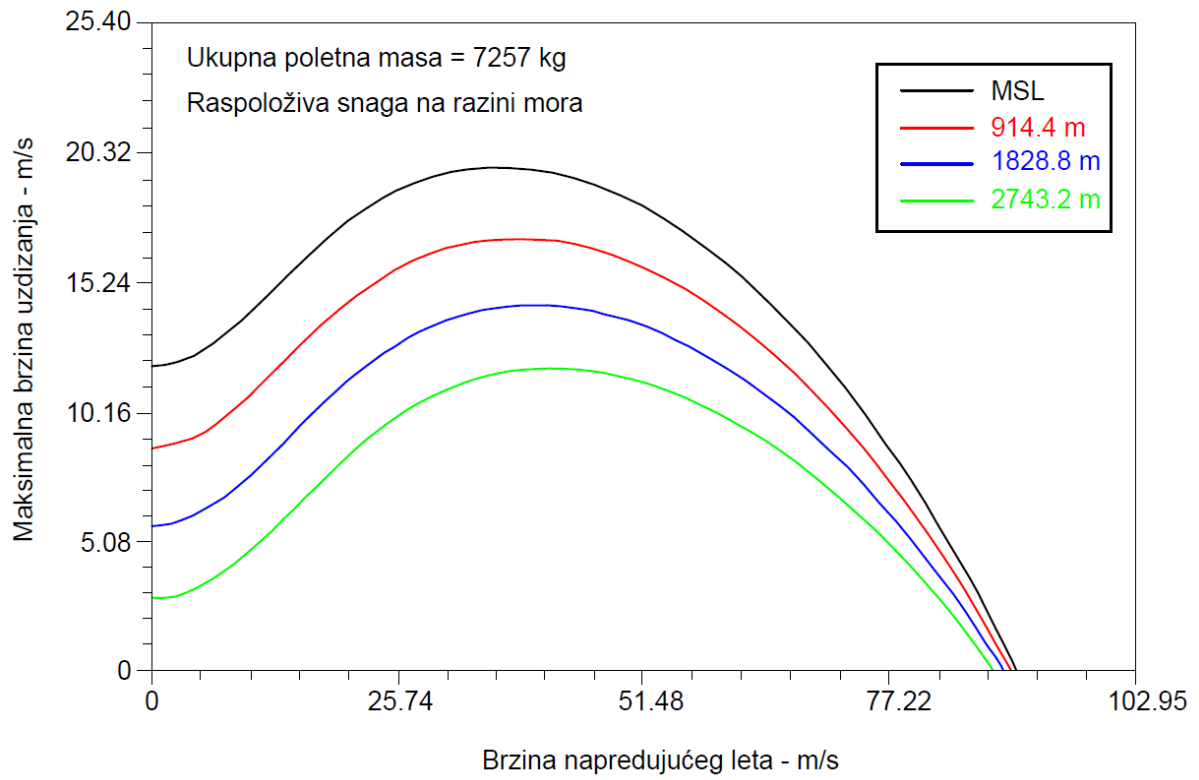
Omjer uzgona i otpora helikoptera ili samo rotora također se može izračunati iz krivulja potrebne snage. To je korisno za usporedbu učinkovitosti napredujućeg leta s drugačijim rotorom ili helikopterom. Na slici 6 može se vidjeti spomenuti omjer u odnosu na brzinu napredujućeg leta [1].



Slika 6. Omjer uzgona naspram otpora za nosivi rotor i cijeli helikopter [1]

Očito je da omjer uzgona i otpora naglo raste kako induksijska snaga pada, dostiže svoj maksimum, a zatim pada kako parazitska snaga naglo raste. Maksimalna vrijednosti omjera uzgona i otpora rotora iznosi otprilike 6, što je tipično za većinu modernih helikoptera. Maksimalna vrijednosti omjera uzgona i otpora cijelog helikoptera iznosi 4,5 što daje nekakvu predodžbu o značajnom utjecaju aerodinamičkog otpora trupa helikoptera na ukupnu učinkovitost krstarenja. Za zrakoplove taj omjer je 3-4 puta veći [1].

Izračuni maksimalne brzine uzdizanja kao funkcije brzine napredujućeg leta i nadmorske visine prikazani su na slici 7. Radi se o helikopteru mase 7257 kilograma, a povećanje visine leta bitno smanjuje maksimalnu brzinu uzdizanja [1].



Slika 7. Maksimalna brzina uzdizanja u odnosu na brzinu napredujućeg leta na različitim visinama [1]

3. BELL206 JET RANGER III

Helikopter Bell 206 JetRanger III je helikopter opće namjene koji ima dvokraki rotor tipa klackalica. Izvorno je razvijen kao Bell YOH-4 za program američke vojske za laki promatrački helikopter, ali vojska ga nije odabrala. Umjesto toga, Bell je preoblikovao konstrukciju letjelice i uspješno se plasirao na tržište kao helikopter s pet sjedala, Bell 206A JetRanger [2].

JetRanger III poznat je po svojoj svestranosti i koristi se za različite zadatke, uključujući prijevoz VIP putnika, zračne radove, obuku, snimanje s teškom opremom, promatranje, gašenje požara i medicinski prijevoz. Ima vrlo prostranu i udobnu kabinu koja može primiti jednog pilota i do pet putnika, te nudi široku kabinu i panoramski pogled za dobru vidljivost [3].



Slika 8. Helikopter Bell206B-3 [4]

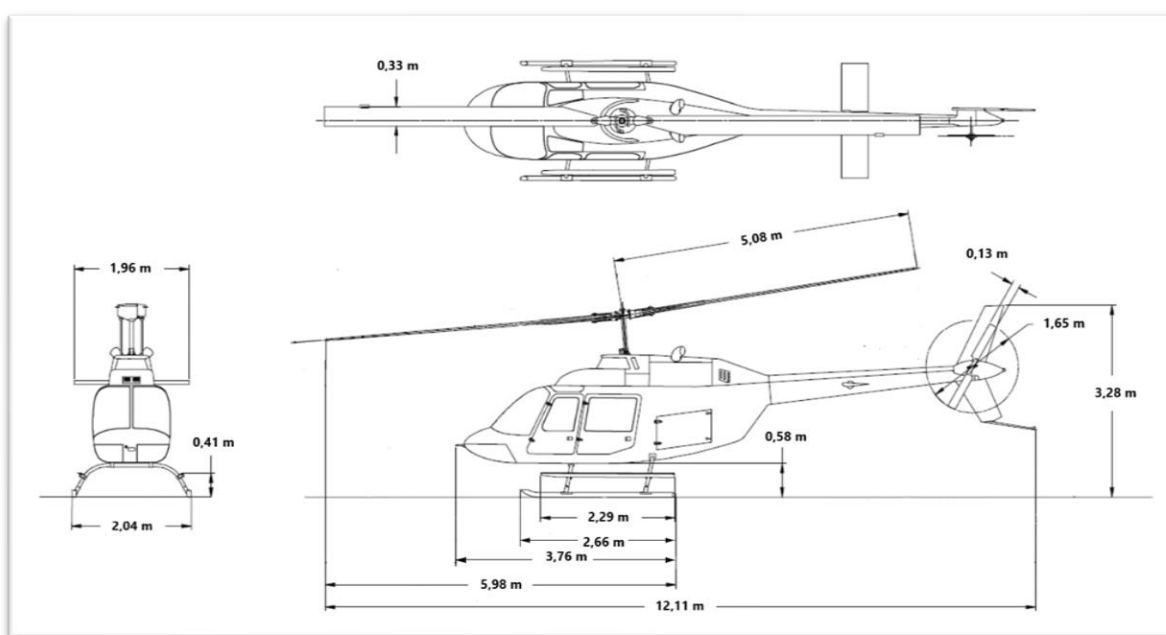
JetRanger III pokreće pogonski sustav Allison 250-C20J turbovratilni, 313 kW, smanjen na 236 kW zbog ograničenja pogonskog sklopa [5]. Helikopter je poznat po niskim troškovima nabave od otprilike 1 milijun američkih dolara i niskim troškovima održavanja od 200 američkih dolara po satu, što ga čini najjeftinijim helikopterom za izvođače radova i operatere [6].

Značajna postignuća Bell 206 uključuju postavljanje novog rekorda za obilazak svijeta helikopterom 1994. godine, s trajanjem leta od 24 dana, 4 sata, 36 minuta i 24 sekunde [2]. JetRanger III također je prepoznat kao najuspješniji helikopter za komercijalnu upotrebu ikad napravljen [6].

Zaključno, Bell 206 JetRanger III je svestran, pouzdan i ekonomičan helikopter koji je dao značajan doprinos zrakoplovnoj industriji. Niski operativni troškovi i širok raspon primjena čine ga popularnim izborom i za komercijalnu i za privatnu upotrebu.

3.1. Geometrijske karakteristike helikoptera Bell206 B-3

Bell 206 JetRanger III, poznat i kao Bell 206B-3, je višenamjenski, jednomotorni laki helikopter konstruiran za provođenje kopnenih operacija. Minimalnu posadu čini jedan pilot koji helikopterom mora upravljati s prednjeg desnog sjedala. Osnovne dimenzije helikoptera prikazane su na slici dolje.

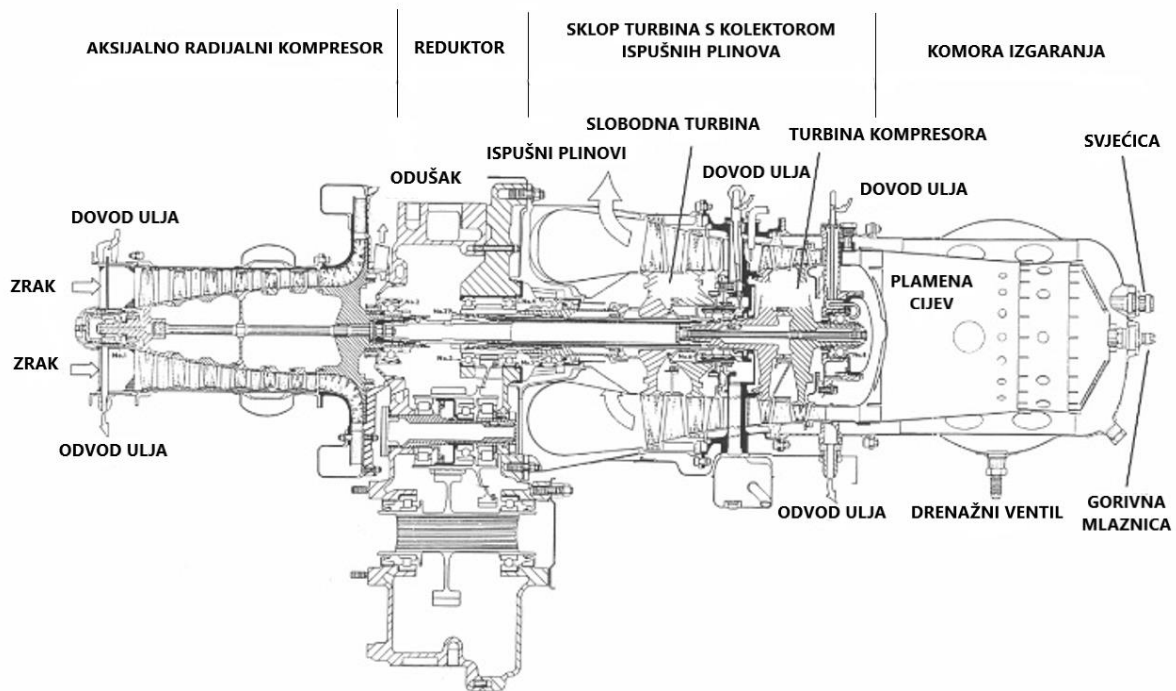


Slika 9. Geometrija helikoptera Bell206B-3 [7]

3.2. Pogonska skupina helikoptera Bell206 B-3

Allison 250-C20J je motor korišten u helikopteru Bell 206 JetRanger III. Dio je motora Allison Model 250, koje je izvorno razvila tvrtka Allison Engine Company početkom 1960-ih, a sada ih proizvodi Rolls-Royce. Allison 250-C20J ima modularni dizajn koji pojednostavljuje održavanje i popravke. Koristi konfiguraciju motora s reverznim protokom zraka, gdje se stisnuti zrak koji napušta difuzor centrifugalnog kompresora preusmjerava prema stražnjem dijelu s pomoću dva prijenosna crijeva prije nego što zrak prođe kroz 180 Celzijevih stupnjeva ulaskom u komoru izgaranja. Motor proizvodi maksimalnu snagu od 236 kW pri uzlijetanju. Temperatura turbine može doseći do 750 Celzijevih stupnjeva. Allison 250-C20J su izuzetno uspješni motori, s gotovo 30.000 proizvedenih Model 250 motora, od kojih je otprilike 16.000

i dalje u upotrebi. To čini Model 250 jednim od najprodavanijih motora koje je proizvela Rolls-Royce kompanija. Allison 250-C20J je pouzdan i učinkovit motor koji se koristi za razna prijevozna sredstva, uključujući helikoptere, male zrakoplove, pa čak i motocikle. Njegov uspjeh uglavnom proizlazi iz modularnog dizajna koji pojednostavljuje održavanje i popravke, te jedinstvenog dizajna s reverznim protokom, koji olakšava održavanje vrućeg dijela motora [8].



Slika 10. Presjek motora Allison 250-C20J [9]

3.3. Podaci o helikopteru potrebni za proračune

Za potrebe ovog diplomskog rada koristili su se podaci u dolje prikazanoj tablici koji vrijede za helikopter Bell206 B-3. U tablici su prikazane vrijednosti karakteristika nosivog i repnog rotora koje su se koristile u programskom dijelu. Te veličine su važne jer se s pomoću njih kasnije računaju gubici snage te snage nosivog i repnog rotora koje onda sve skupa rezultiraju ukupnom potrebnom snagom helikoptera. Zračni profil NACA 0012 jedan je od najčešće korištenih zračnih profila u zrakoplovnoj industriji zbog visokog gradijenta sile uzgona po napadnom kutu, $c_{l\alpha}$, a s druge strane niskog koeficijenta otpora profila, c_{d0} . Nadalje je u tablici prikazana ukupna površina svih krakova rotora označena s A_b te σ koja predstavlja koeficijent ispunjenosti diska, a jednak je omjeru ukupne površine svih krakova rotora i površine diska. Osim tih veličina još se u tablici mogu pronaći vrijednosti duljine kraka lopatice, duljine tetive lopatice, broja krakova helikoptera, broj okretaja lopatica, kutna brzina i brzina vrha lopatica. Također je naveden korekcijski faktori κ koji se koristi pri računanju inducirane snage nosivog i repnog rotora. Ono što ne piše u tablici, a važno je naglasiti jer se koristi u proračunima je udaljenost repnog rotora od nosivog. Ta vrijednost se koristi pri izračunu pogonske sile repnog rotora, a iznosi 5,96 metara. Za izračun pogonske sile repnog rotora važan je parazitski otpor trupa helikoptera kojeg također nema u tablici, a označava se s f i jednak je 0,82.

Tablica 2. Karakteristike helikoptera Bell206 Jet Ranger III [7]

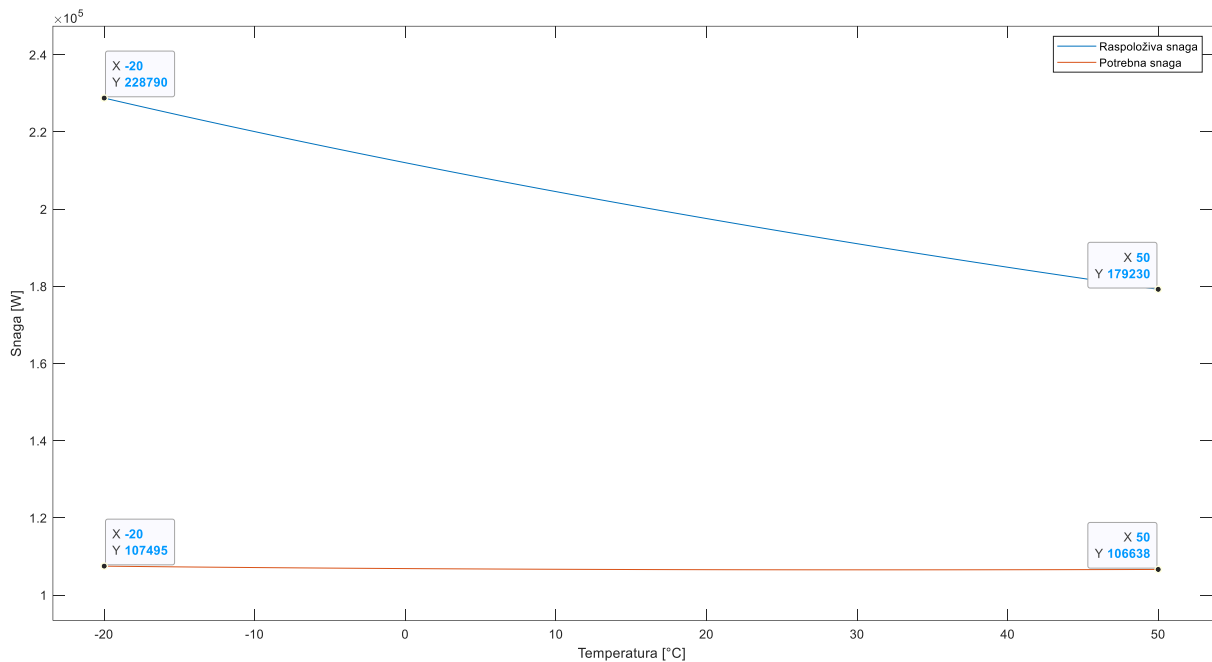
Karakteristike	Nosivi rotor	Repni rotor
Radijus, r	5,079 m	0,826 m
Duljina tetive, c	0,33 m	0,134 m
Broj krakova, N	2	2
Broj okretaja	394 RPM	2544 RPM
Profil	NACA 0012	NACA 0012
$c_{l\alpha}$	5,73	5,73
c_{d_0}	0,007	0,008
Površina diska, A	81,04 m^2	2,14 m^2
Ab	3,35 m^2	0,22 m^2
σ	0,041	0,103
Kutna brzina, σ	41,26 rad/s	266,41 rad/s
Brzina vrha lopatice, ΩR	209,56 m/s	220,05 m/s
Korekcijski faktor κ	1,25	1,25

4. ODREĐIVANJE PERFORMANSI HELIKOPTERA U LEBDENJU

U ovom poglavlju napravljena je analiza performansi helikoptera Bell 206 Jet Ranger 3 u lebdenju. Svi grafikoni su dobiveni s pomoću programa Matlab te prikazuju krivulje potrebne i raspoložive snagu u Wattima u ovisnosti o temperaturi od -20 do +50 Celzijevih stupnjeva °C. Ulazne varijable su visina leta helikoptera i masa. Visina se promatra od visine na razini mora što odgovara 0 metara pa sve do nadmorske visine od 5000 metara. Svaka sljedeća visina viša je od prethodne za 500 metara, prema tome, promatraju se performanse helikoptera na visinama redom 0, 500, 1500, 2000, 2500, 3000, 3500, 4000, 4500 i 5000 metara. Masa helikoptera je također značajan čimbenik vezan za performanse pa se na svakoj navedenoj visini analizira i utjecaj mase na performanse počevši od 800 pa sve do 1800 kilograma s korakom od 200, to jest mase su redom 800, 1000, 1200, 1400, 1600 i 1800 kilograma.

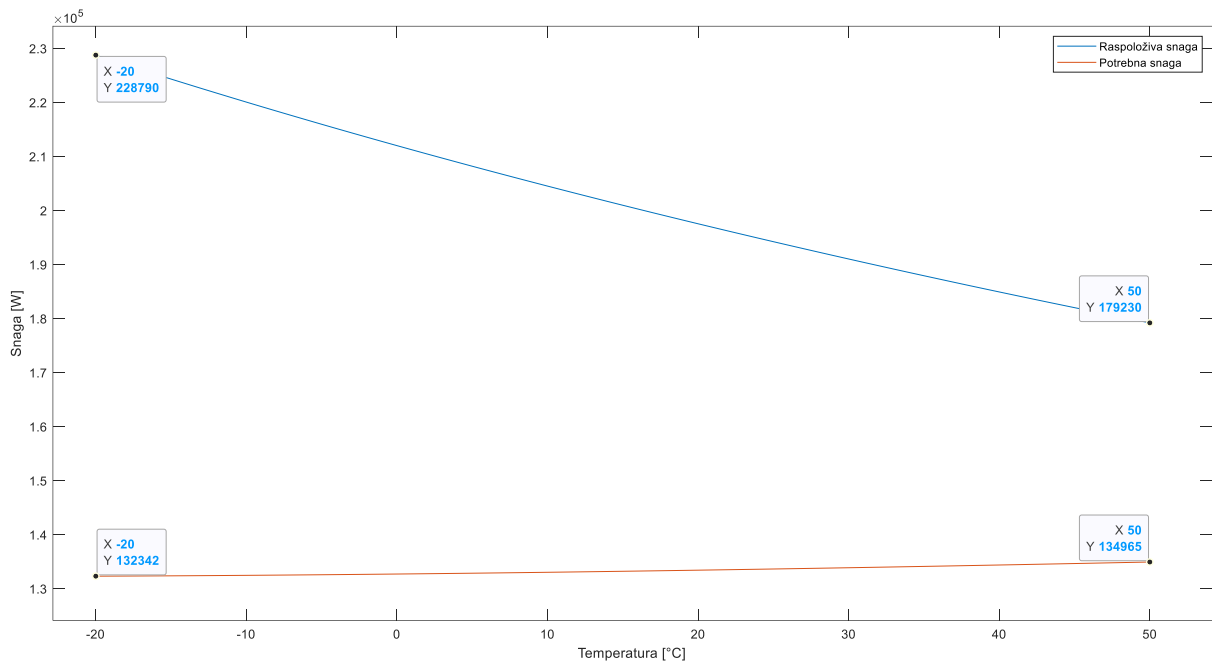
4.1. Performanse helikoptera u lebdenju na razini mora

Grafikon 1 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage na razini mora i za masu helikoptera od 800 kilograma. Na apscisi odnosno osi x nalazi se temperatura izražena u Celzijevim stupnjevima, a na ordinati, osi y, je snaga izražena u Wattima. Plava linija predstavlja krivulju raspoložive snage, a narančasta krivulju potrebne snage. Može se primijetiti da je lebdenje, za cijeli promatrani raspon temperatura, od -20 °C do +50 °C, na razini mora te helikoptera od 800 kilograma, moguće jer je raspoloživa snaga veća od potrebne. Označene su četiri karakteristične točke koje predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 228 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 179 kW. Prema tome, raspoloživa snaga je veća što je manja temperatura okolnog zraka. S druge strane, potrebna snaga je relativno konstantna za sve promatrane temperature s vrijednostima na -20 °C od 107 kW, a 106 kW na +50 °C.



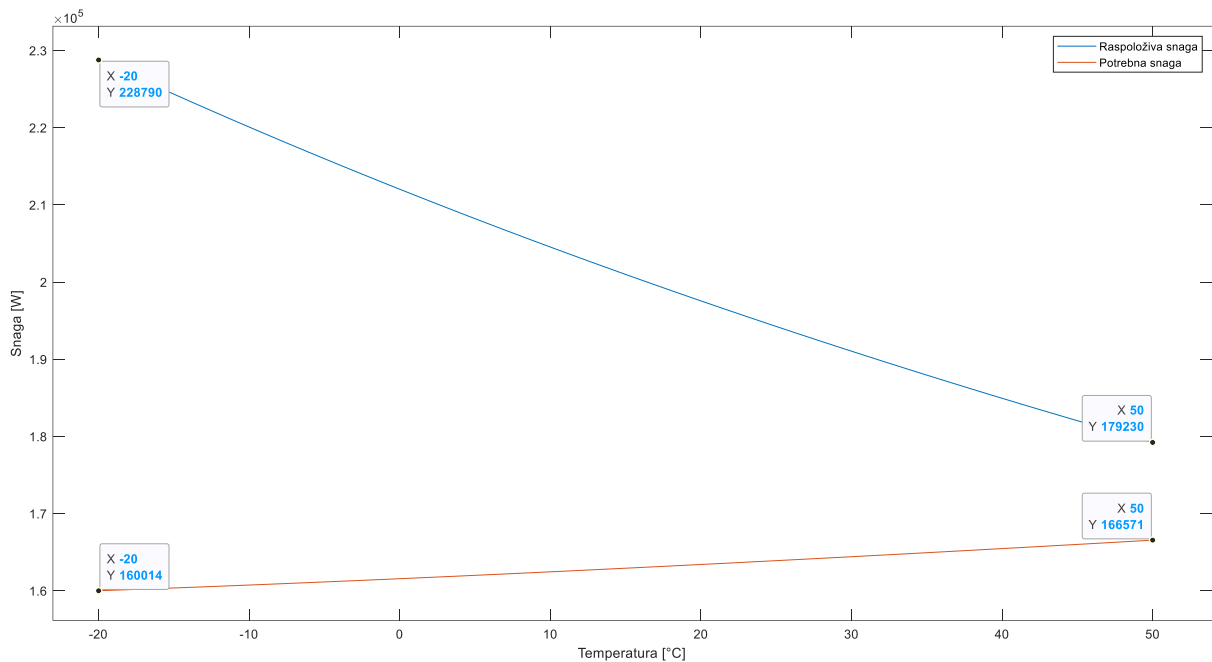
Grafikon 1. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 800 kg

Grafikon 2 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage na razini mora i za masu helikoptera od 1000 kilograma. Lebdenje je moguće, za cijeli promatrani spektar temperatura, od -20 °C do +50 °C. Označene su četiri karakteristične točke koje predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga, kao u prethodnom primjeru, koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 228 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 179 kW. Pri analizi potrebne snage mogu se uočiti dvije promjene. Prva je da je helikopteru potrebno više ukupne potrebne snage s povećanjem mase. Odnosno za prethodni primjer na -20 °C potrebna snaga je iznosila 107 kW dok ovdje iznosi 132 kW. Isto tako, za temperaturu +50 °C vrijednost potrebne snage je 134 kW u usporedbi od 106 kW za prethodni primjer. Dakle povećanjem mase povećava se ukupna potrebna snaga helikoptera. Druga promjena je to što potrebna snaga više nije relativno konstantna već se vidi blagi porast s povećanjem temperature od otprilike 2 kW.



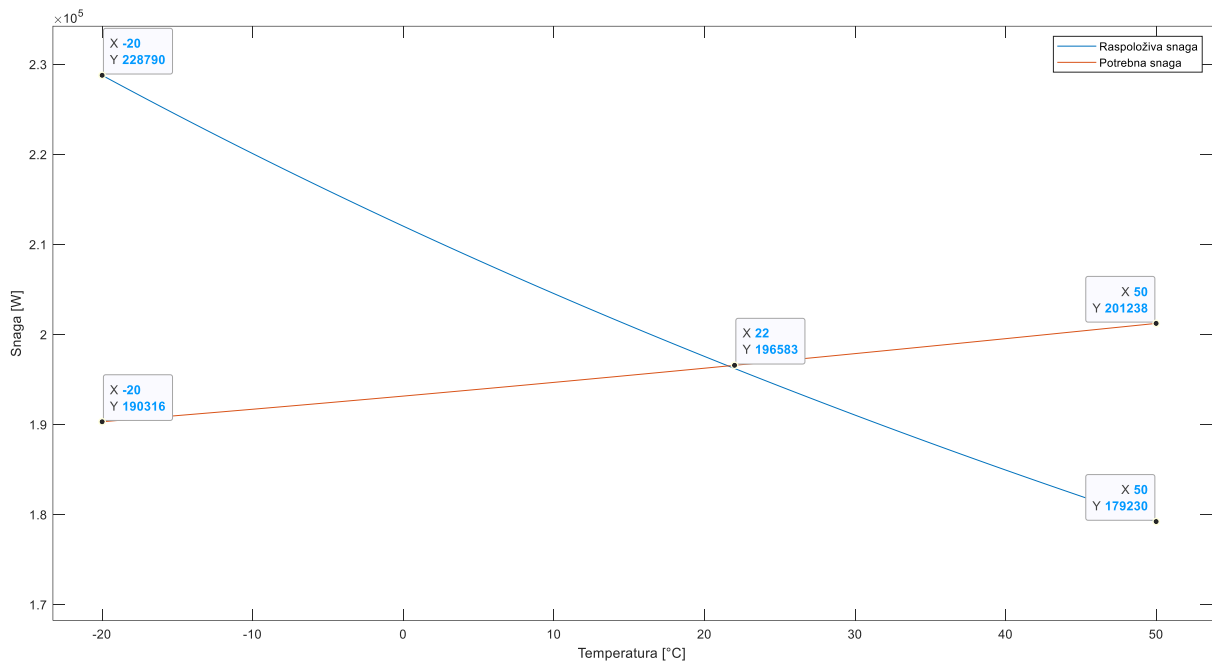
Grafikon 2. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1000 kg

Na grafikonu 3 vidljivo je da je lebdenje moguće za cijeli promatrani spektar temperatura, od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ do $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, za helikopter mase 1200 kilograma. Kao i u prethodna dva primjera, raspoloživa snaga je veća od ukupne potrebne snage. Vrijednosti krivulje raspoložive snage ostaju iste što se može provjeriti u dvije označene karakteristične točke, a potrebna se mijenja zbog promjene mase helikoptera. Sa svakim povećanjem mase potrebna snaga se povećava i sada su te vrijednosti 160 kW za $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, a 166 kW za $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Razlika između vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperaturu od $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ se smanjuje. Ovdje je ta razlika 12 kW dok je u prethodnom primjeru iznosila čak 44 kW. Ta činjenica negativno utječe na performanse helikoptera jer u trenutku kada je više ne bude, štoviše, kada potrebna snaga prijeđe vrijednosti raspoložive za dane parametre visine, mase i temperature lebdenje neće biti moguće.



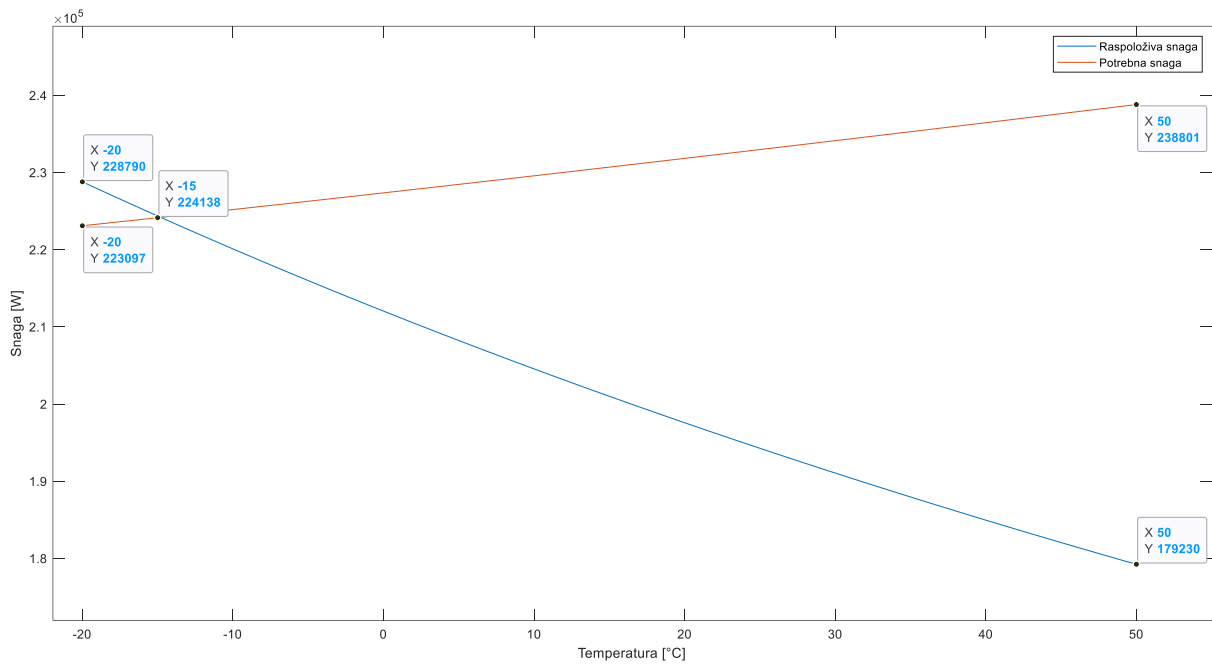
Grafikon 3. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1200 kg

Iz grafikona 4 vidi se da helikopter više ne može lebdjeti tijekom cijelog promatranog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C. Karakteristična točka označena na grafikonu s vrijednosti za temperaturu od +22 °C i snagu od 196 kW je presjecište dviju krivulja. Nakon te točke, s povećanjem temperature lebdenje nije moguće jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive. Točno te vrijednosti temperature i snage u karakterističnoj točki vrijede za helikopter od 1400 kilograma. S obzirom na to da se masa povećava za 200 kilograma sa svakim sljedećim primjerom te se time potrebna snaga helikoptera povećava, presjecište ove dvije krivulje će se dogoditi čak i prije nego u ovom slučaju odnosno helikopter će moći lebdjeti za manji raspon temperatura koje se promatraju.



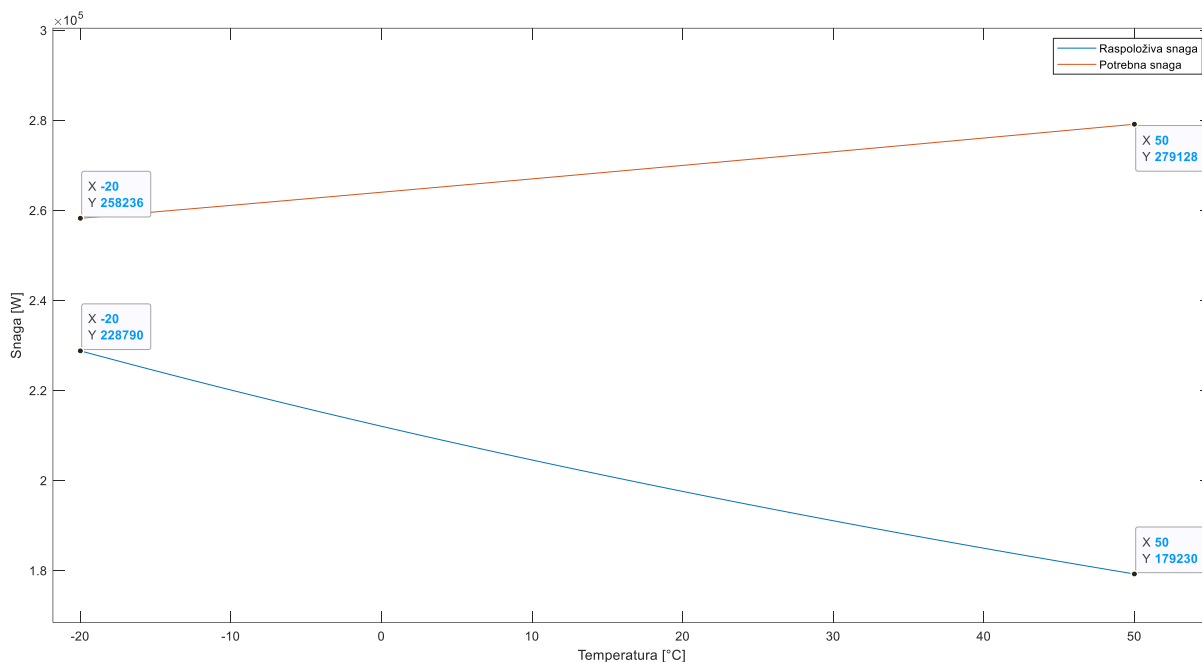
Grafikon 4. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1400 kg

Masa helikoptera na grafikonu 5 iznosi 1600 kilograma te se presjecište krivulja raspoložive i potrebne snage pomiče u lijevo u odnosu na raspon promatranih temperatura, od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ do $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, nego li je to bilo na prethodnom grafikonu. Drugim riječima, mogućnost lebdenja u ovom slučaju za temperature iznad $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ više ne postoji naspram prethodnog grafikona u kojem se to događalo tek iznad $+22\text{ }^{\circ}\text{C}$. Iza te točke, u kojoj je vrijednost snage nešto poviše 224 kW, potrebna snaga je veća od raspoložive. Za $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ ta razlika iznosi čak 59 kW. Na temperaturi $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ razlika između snaga je mala i iznosi oko 5 kW, ali postoji te je lebdenje moguće. Može se zaključiti da povećanje temperature negativno utječe na performanse helikoptera u lebdenju.



Grafikon 5. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1600 kg

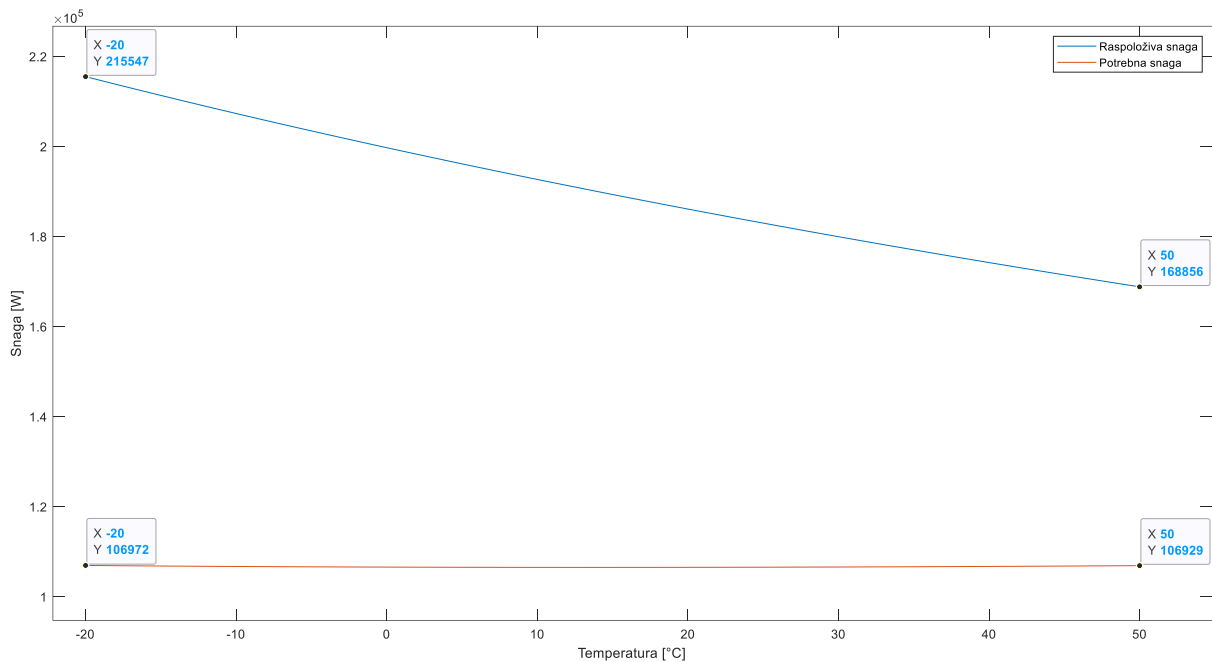
Na sljedećem primjeru, grafikonu 6, za lebdenje na razini mora uz povećanje mase helikoptera na 1800 kilograma ono više nije moguće. Tijekom cijelog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 29 kW te na +50 °C čak 100 kW.



Grafikon 6. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1800 kg

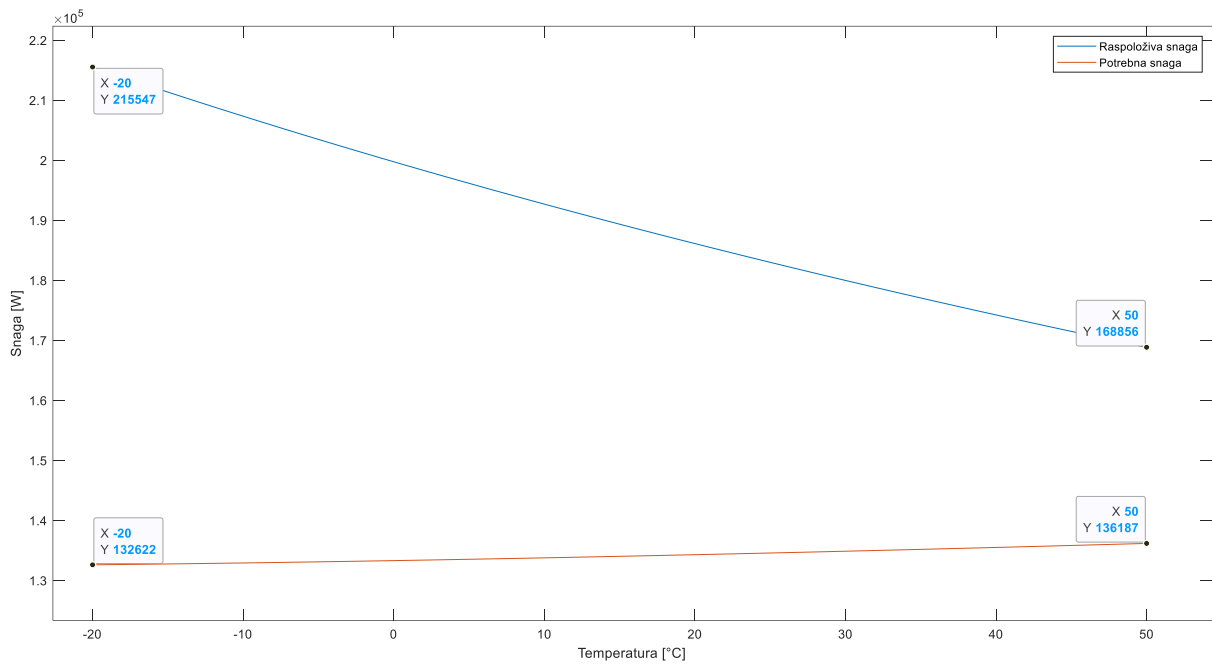
4.2. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 500 metara

Grafikon 7 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za lebdenje na visini od 500 metara i mase helikoptera od 800 kilograma. Može se primijetiti da je lebdenje, za cijeli promatrani raspon temperatura, od -20 °C do +50 °C, na visini 500 metara i masi helikoptera od 800 kilograma, moguće jer je raspoloživa snaga veća od potrebne. Označene su četiri karakteristične točke koje predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 215 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 168 kW. U odnosu na prvih 6 grafikona na kojima je zadana visina bila visina na razini mora, a raspoloživa snaga u prikazanim karakterističnim točkama za -20 °C jednaka 228 kW te je na +50 °C iznosila 179 kW, vidi se promjena. Odnosno povećanjem visine smanjuje se raspoloživa snaga helikoptera i time negativno utječe na performanse u lebdenju. Potrebna snaga je relativno konstantna za sve promatrane temperature s vrijednostima na -20 °C od 106 kW, a 106 kW na +50 °C.



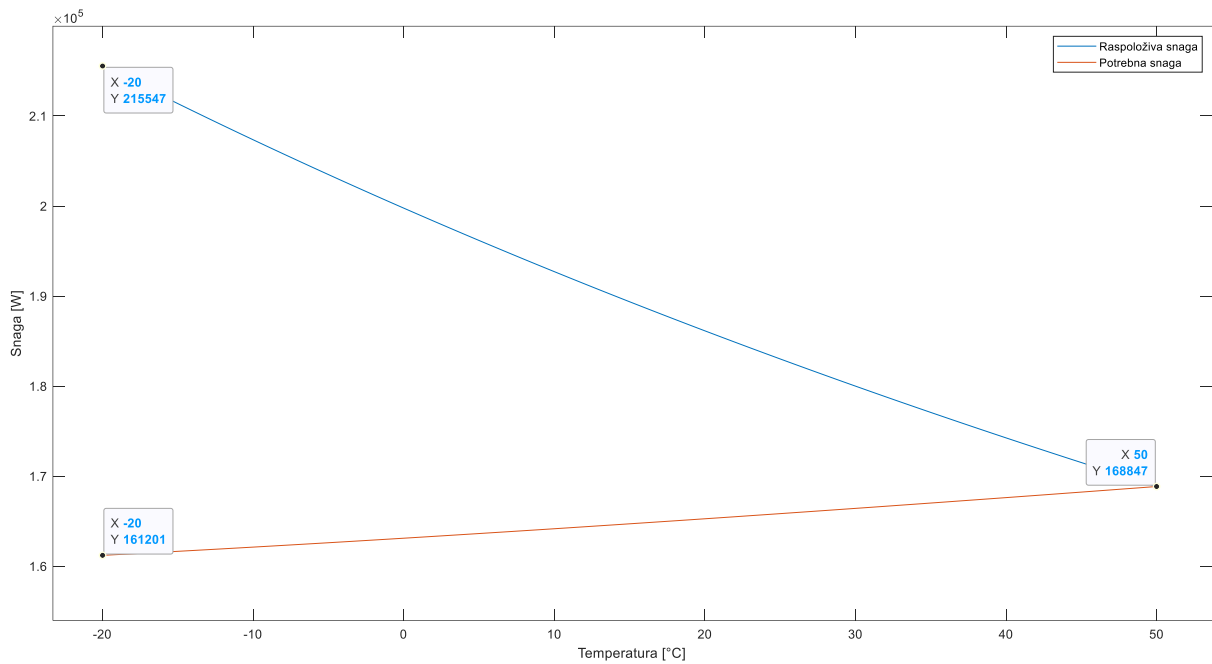
Grafikon 7. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 800 kg

Grafikon 8 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za lebdenje na visini od 500 metara i masi helikoptera od 1000 kilograma. Lebdenje je moguće u cijelom rasponu promatranih temperatura, od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ do $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Označene četiri karakteristične točke predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Raspoloživa snaga, kao u prethodnom primjeru, koju helikopter ima na $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ odgovara vrijednosti od 215 kW dok je na $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ ta vrijednost jednaka 168 kW. Potrebna snaga se povećava zbog povećanja mase helikoptera i iznosi 132 kW za temperaturu od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ te 136 kW za temperaturu od $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Promjena visine odnosno gustoće okolnog zraka također utječe na vrijednost potrebne snage. Iako je promjena relativno mala, ona postoji jer u usporedbi s grafikonom 2, za visinu na razini mora i masu helikoptera od 1000 kilograma te temperaturu od $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, potrebna snaga iznosi 2 kW više. Također, potrebna snaga više nije relativno konstantna kao u prethodnom primjeru već se vidi blagi porast s povećanjem temperature od otprilike 4 kW.



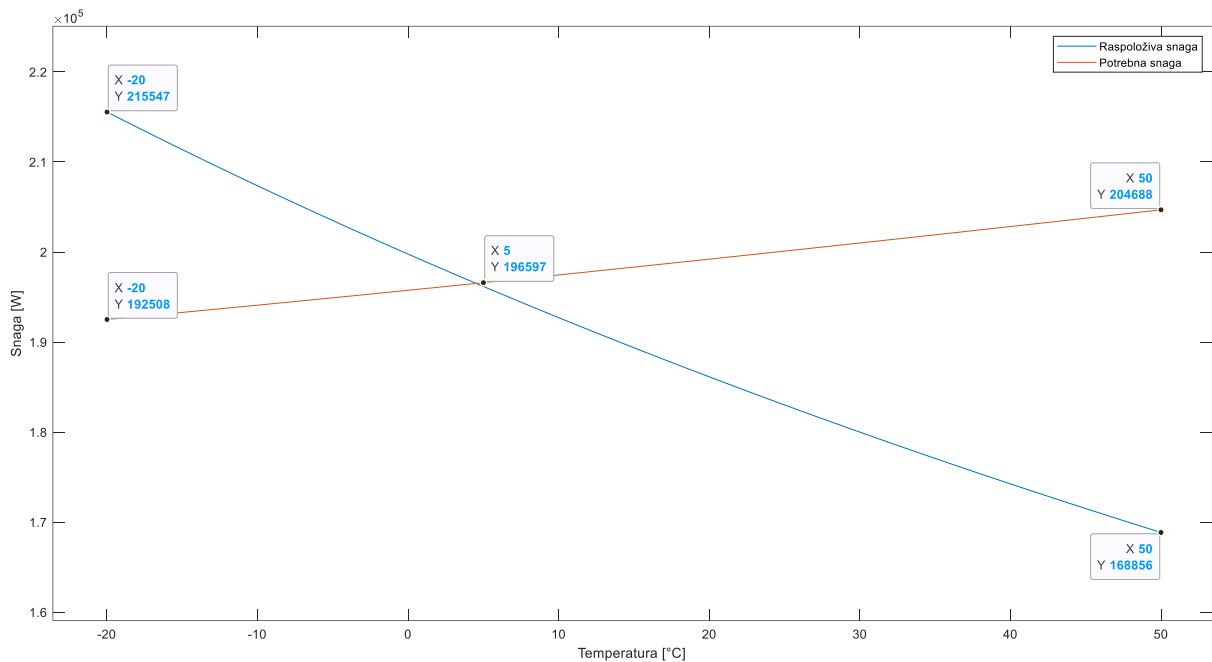
Grafikon 8. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 1000 kg

Na grafikonu 9 moguće je lebdenje za cijeli promatrani raspon temperatura, od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ do $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, za masu helikoptera od 1200 kilograma. Kao i u prethodna dva primjera, raspoloživa snaga je veća od ukupne potrebne snage. Vrijednosti krivulje raspoložive snage ostaju iste što se može provjeriti u dvije označene karakteristične točke, a potrebna se mijenja, najviše zbog promjene mase helikoptera, ali i zbog visine. U ovom primjeru te vrijednosti iznose 161 kW za $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, a 168 kW za $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Razlika između vrijednosti raspoložive i potrebne snage se smanjuje kako se temperatura povećava te su za temperaturu od $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ potrebna i raspoloživa snaga jednake. Kada su jednake lebdenje je moguće.



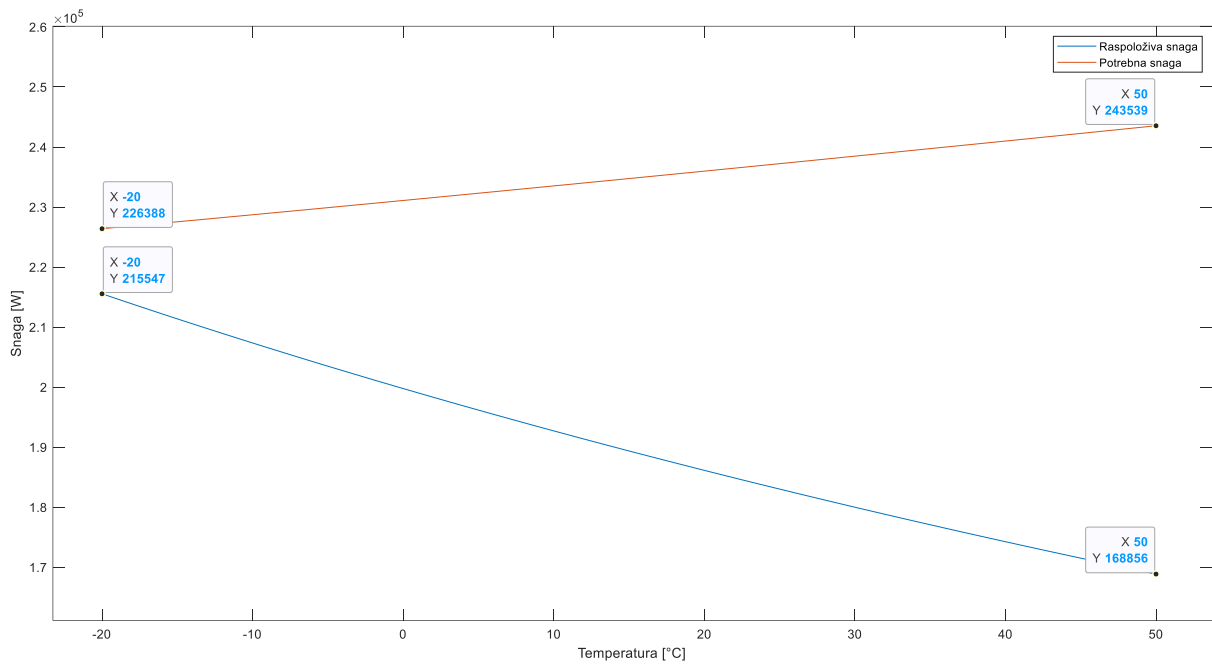
Grafikon 9. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 1200 kg

Na grafikonu 10 vidljiv je odnos potrebne i raspoložive snage kada lebdenje nije moguće. Karakteristična točka označena na grafikonu s vrijednosti za temperaturu od +5 °C te sa snagom od 196 kW je presjecište dviju krivulja. Nakon te točke, s povećanjem temperature lebdenje nije moguće jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive. Točno te vrijednosti temperature i snage vrijede za helikopter od 1400 kilograma. S obzirom na to da se masa povećava za 200 kilograma sa svakim sljedećim primjerom te se time potrebna snaga helikoptera povećava, presjecište ove dvije krivulje će se dogoditi čak i prije nego u ovom slučaju odnosno helikopter će moći lebdjeti tijekom manjeg raspona temperatura koje se promatraju.



Grafikon 10. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 1400 kg

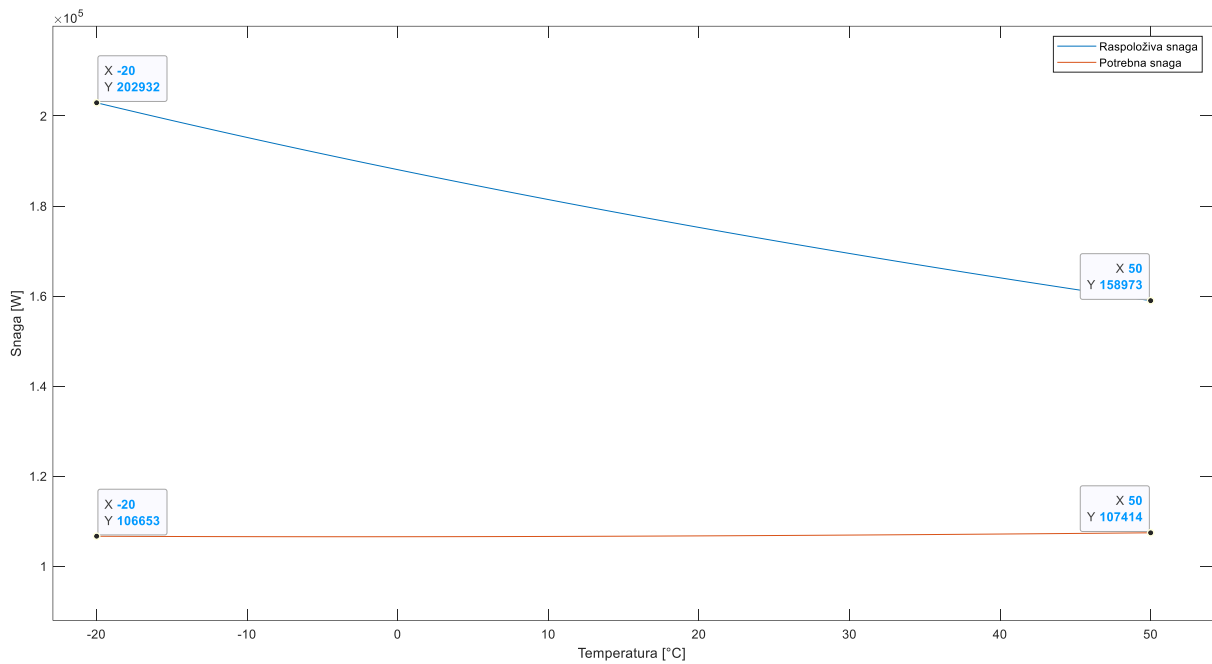
Na sljedećem primjeru, grafikonu 11, za povećanje mase helikoptera na 1600 kilograma te visinu od 500 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona promatranih temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. Usporedbe radi, za lebdenje na razini mora, nemogućnost lebdenja za cijeli raspon promatranih temperatura, dogodila se tek za masu helikoptera od 1800 kilograma iz čega se može zaključiti da visina negativno utječe na performanse helikoptera u lebdenju jer ovdje helikopter ne može lebdjeti već s masom od 1600 kilograma. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 10 kW te na +50 °C čak 74 kW.



Grafikon 11. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 1600 kg

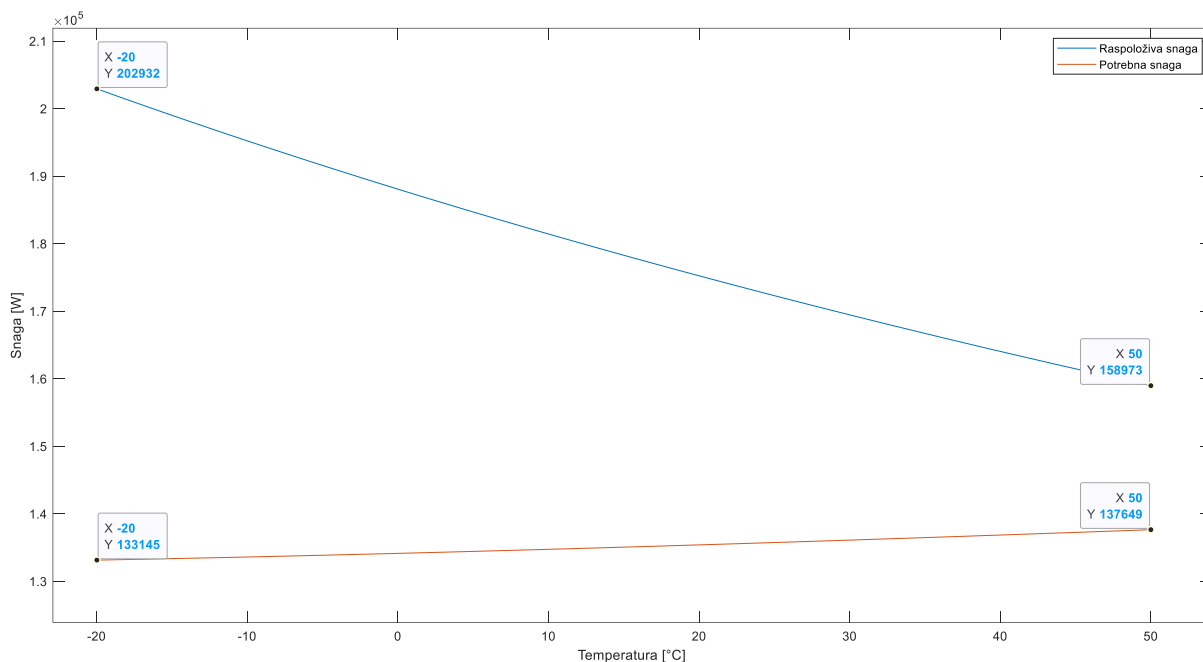
4.3. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 1000 metara

Grafikon 12 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za 1000 metara nadmorske visine i mase helikoptera od 800 kilograma. Može se primijetiti da je lebdenje, za cijeli promatrani spektar temperatura, od -20 °C do +50 °C, moguće jer je raspoloživa snaga veća od potrebne. Označene su četiri karakteristične točke koje predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 202 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 158 kW. Opet se primjećuje smanjenje raspoložive snage porastom visine za 500 metara. Potrebna snaga je relativno konstantna za sve promatrane temperature s vrijednostima na -20 °C od 106 kW, a 107 kW na +50 °C.



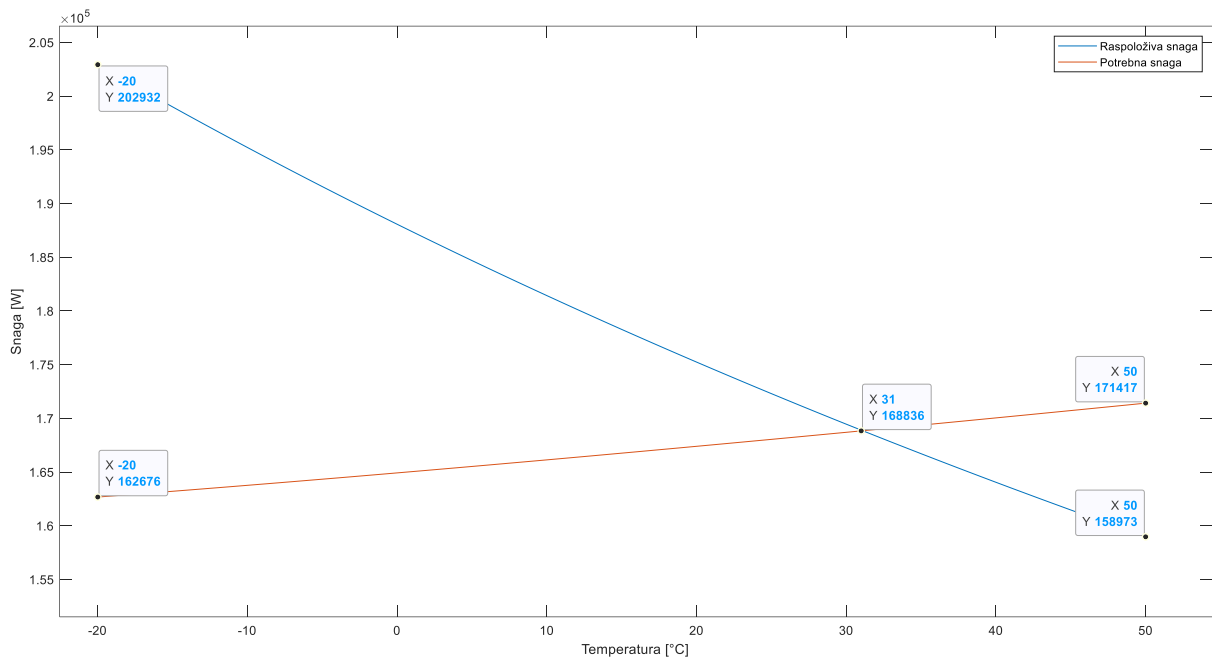
Grafikon 12. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 800 kg

Grafikon 13 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za 1000 metara nadmorske visine i mase helikoptera od 1000 kilograma. Lebdenje je moguće u cijelom rasponu promatranih temperatura, od -20 °C do +50 °C. Označene četiri karakteristične točke predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga, kao u prethodnom primjeru, koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 202 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 158 kW. Potrebna snaga se povećava zbog povećanja mase helikoptera i iznosi 133 kW za temperaturu od -20 °C te 137 kW za temperaturu od +50 °C. Također, potrebna snaga više nije relativno konstantna kao u prethodnom primjeru već se vidi blagi porast s povećanjem temperature od otprilike 4 kW.



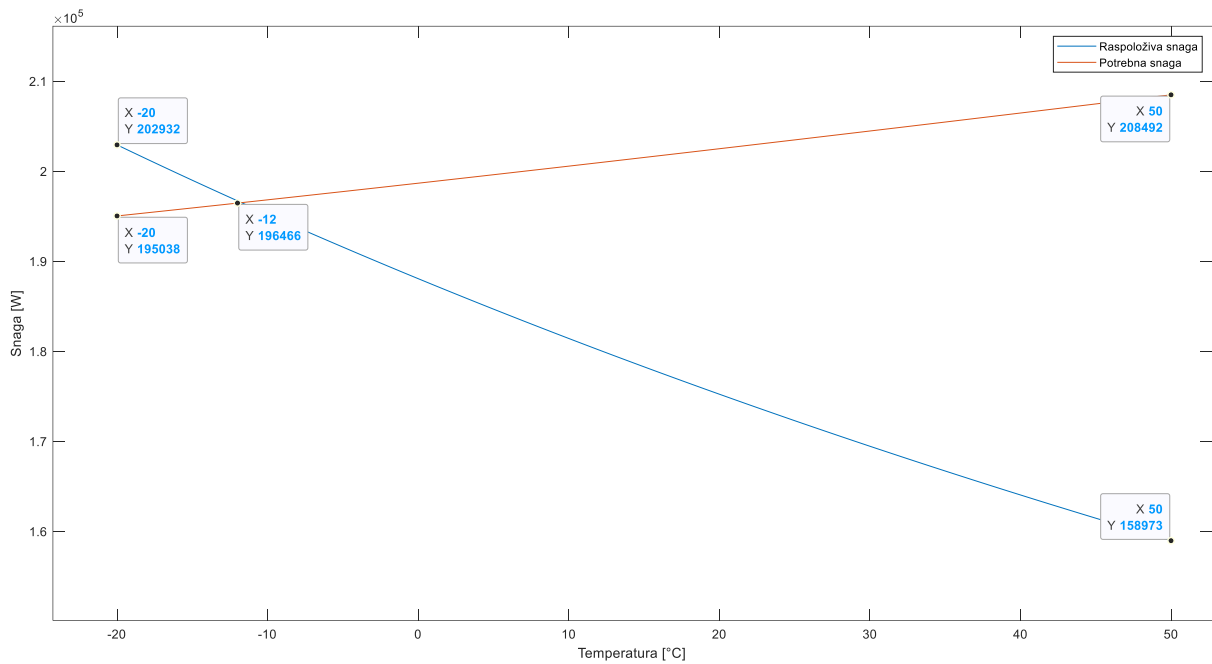
Grafikon 13. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 1000 kg

Na grafikonu 14 vidi se da helikopter više ne može lebdjeti tijekom cijelog promatranog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C. Karakteristična točka označena na grafikonu s vrijednosti za temperaturu od +31 °C te sa snagom od 168 kW je presjecište dviju krivulja. Nakon te točke, s povećanjem temperature lebdenje nije moguće jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive. Točno te vrijednosti temperature i snage vrijede za helikopter od 1200 kilograma. S obzirom na to da se masa povećava za 200 kilograma sa svakim sljedećim primjerom te se time potrebna snaga helikoptera povećava, presjecište ove dvije krivulje će se dogoditi čak i prije nego u ovom slučaju odnosno helikopter će moći lebdjeti tijekom manjeg raspona temperatura koje se promatraju.



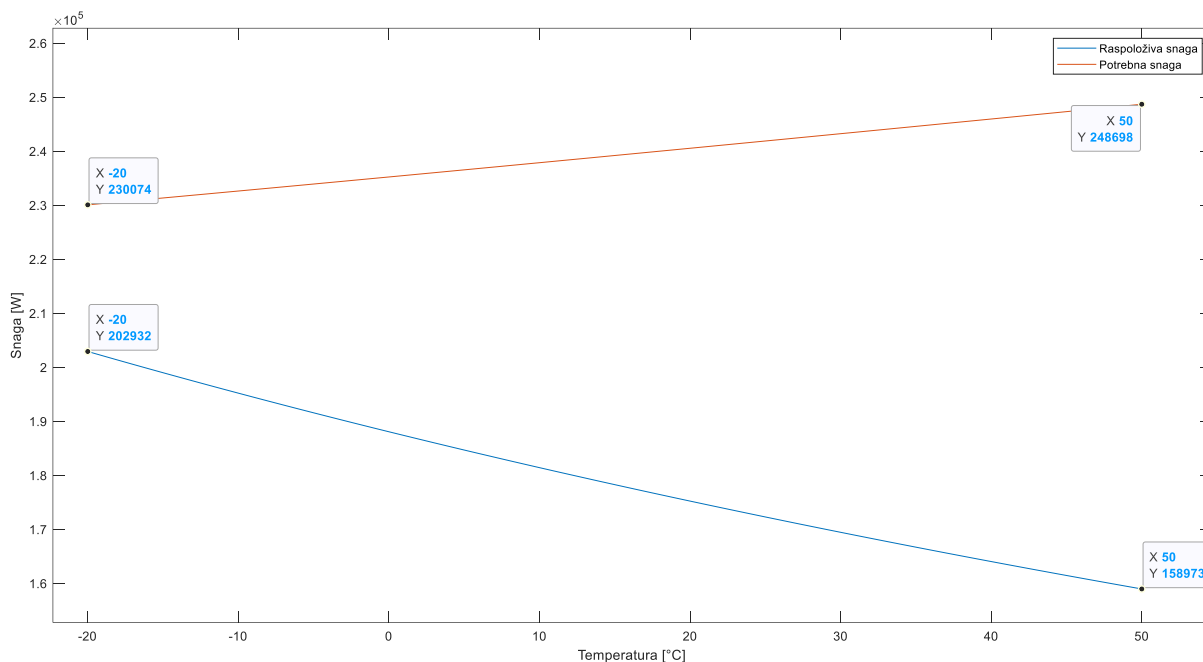
Grafikon 14. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 1200 kg

Upravo to se događa na grafikonu 15, za povećanje mase helikoptera na 1400 kilograma, mogućnost lebdenja se značajno smanjuje u odnosu na prethodni primjer. Već iznad $-12\text{ }^{\circ}\text{C}$ u točki presjecišta krivulja sa snagom od 196 kW, lebdenje nije moguće. Za $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ potrebna snaga je veća od raspoložive za 49 kW, a na $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ raspoloživa snaga je veća od potrebne za 7 kW.



Grafikon 15. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 1400 kg

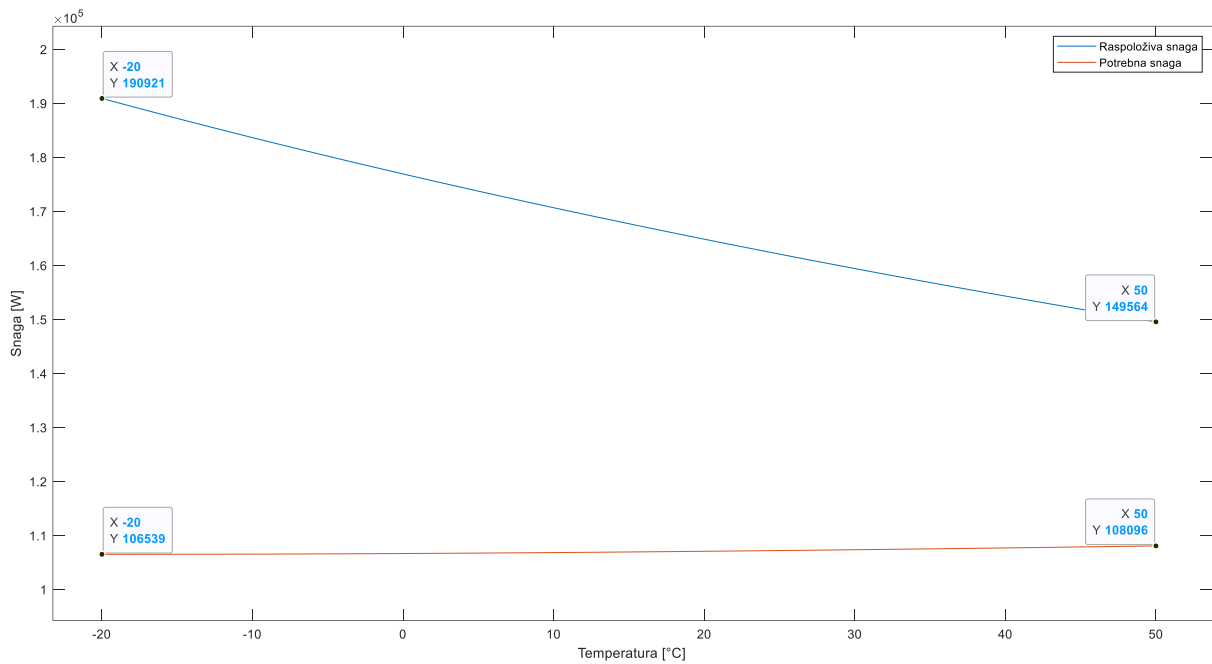
Na sljedećem primjeru, grafikonu 16, za povećanje mase helikoptera na 1600 kilograma te visini od 1000 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. Za visinu od 1000 m helikopter ne može lebdjeti na cijelom promatranom rasponu temperatura pri masi od 1600 kilograma kao što je to bio slučaj kod visine od 500 metara. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 27 kW te na +50 °C čak 89 kW.



Grafikon 16. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 1600 kg

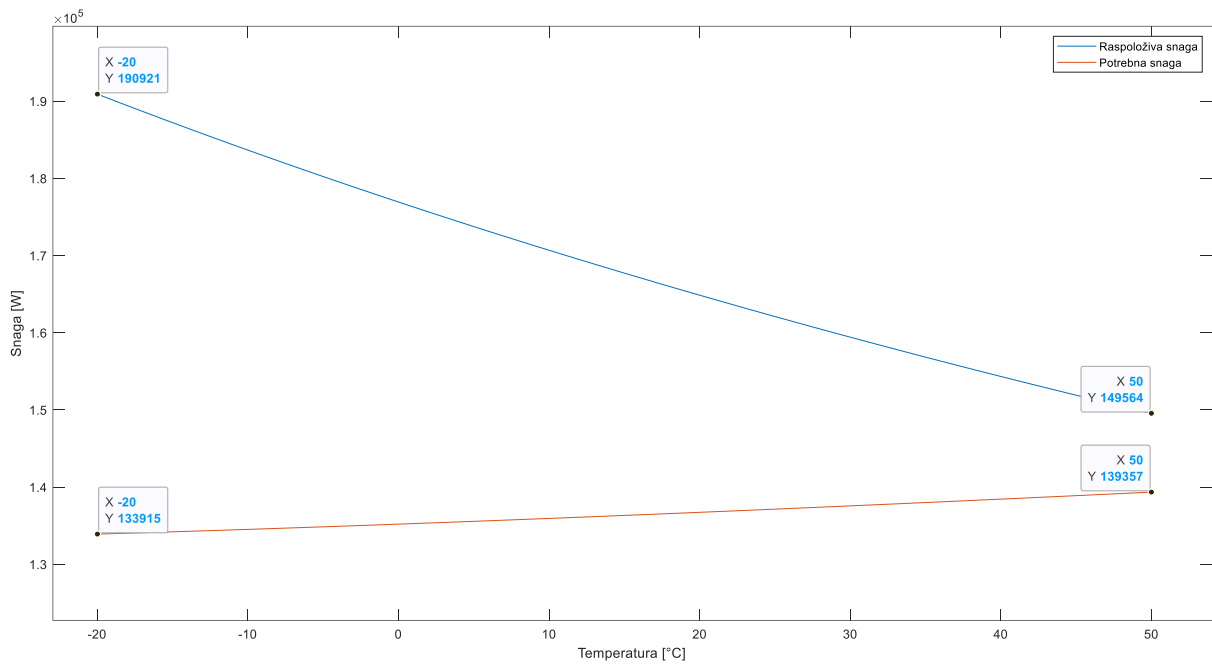
4.4. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 1500 metara

Grafikon 17 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za 1500 metara nadmorske visine i mase helikoptera od 800 kilograma. Može se primijetiti da je lebdenje, za cijeli promatrani raspon temperatura, od -20 °C do +50 °C, moguće jer je raspoloživa snaga veća od potrebne. Označene su četiri karakteristične točke koje predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 190 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 149 kW. Dolazi do smanjenja raspoložive snage na 1500 metara u odnosu na 1000 metara. Potrebna snaga je relativno konstantna za sve promatrane temperature s vrijednostima na -20 °C od 106 kW, a 108 kW na +50 °C.



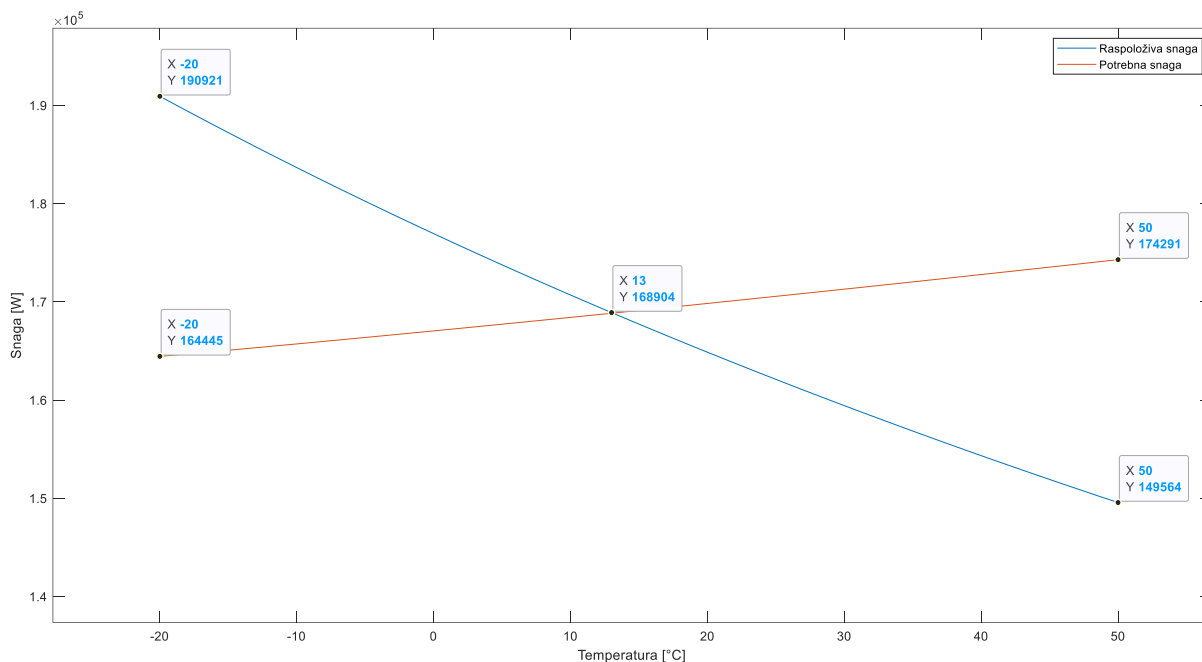
Grafikon 17. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1500 m i masi helikoptera od 800 kg

Grafikon 18 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za 1500 metara nadmorske visine i mase helikoptera od 1000 kilograma. Lebdenje je moguće u cijelom rasponu promatranih temperatura, od -20 °C do +50 °C. Označene četiri karakteristične točke predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga, kao u prethodnom primjeru, koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 190 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 149 kW. Potrebna snaga se povećava zbog povećanja mase helikoptera i iznosi 133 kW za temperaturu od -20 °C te 139 kW za temperaturu od +50 °C. Također, potrebna snaga više nije relativno konstantna kao u prethodnom primjeru već se vidi blagi porast s povećanjem temperature od otprilike 6 kW.



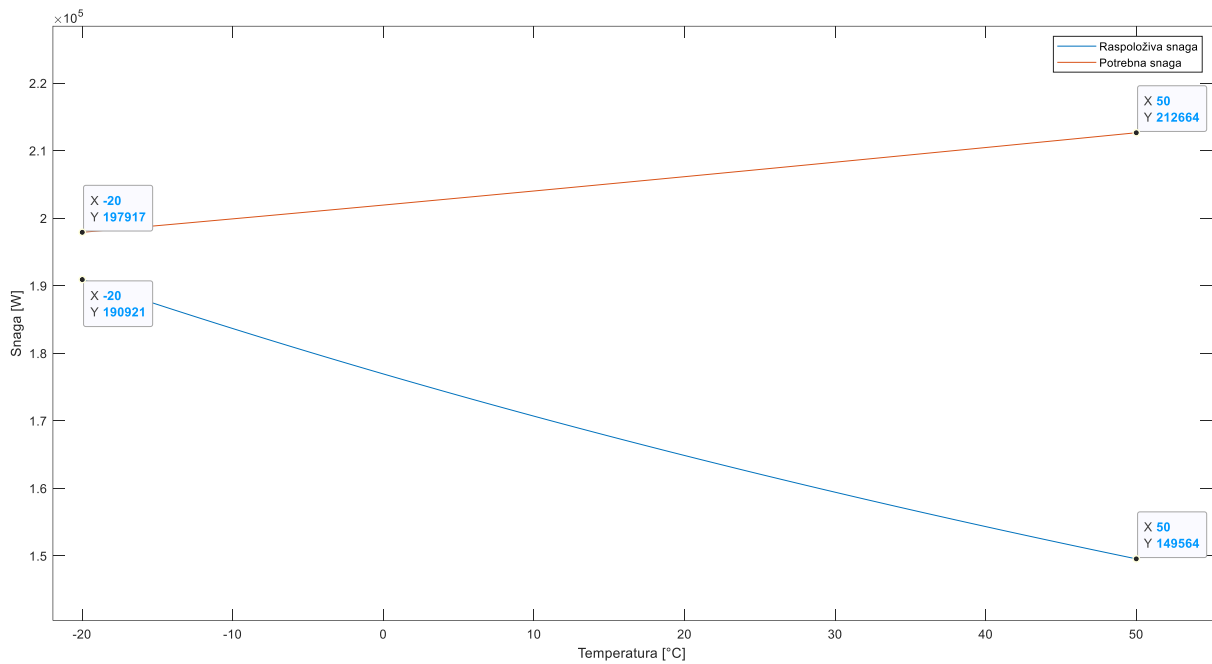
Grafikon 18. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1500 m i masi helikoptera od 1000 kg

Na grafikonu 19 može se vidjeti da helikopter više ne može lebdjeti na cijelom rasponu promatranih temperatura, od -20 °C do +50 °C. Karakteristična točka, u kojoj helikopter više ne može lebdjeti označena je na grafikonu s vrijednosti za temperaturu od +13 °C, a vrijednosti za snagu od 168 kW te je presjecište dviju krivulja. Prema tome, za raspon temperatura od -20 °C do +13 °C lebdenje je moguće, nakon čega povećanjem temperature lebdenje nije moguće jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive. Točno te vrijednosti temperature i snage vrijede za helikopter od 1200 kilograma.



Grafikon 19. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1500 m i masi helikoptera od 1200 kg

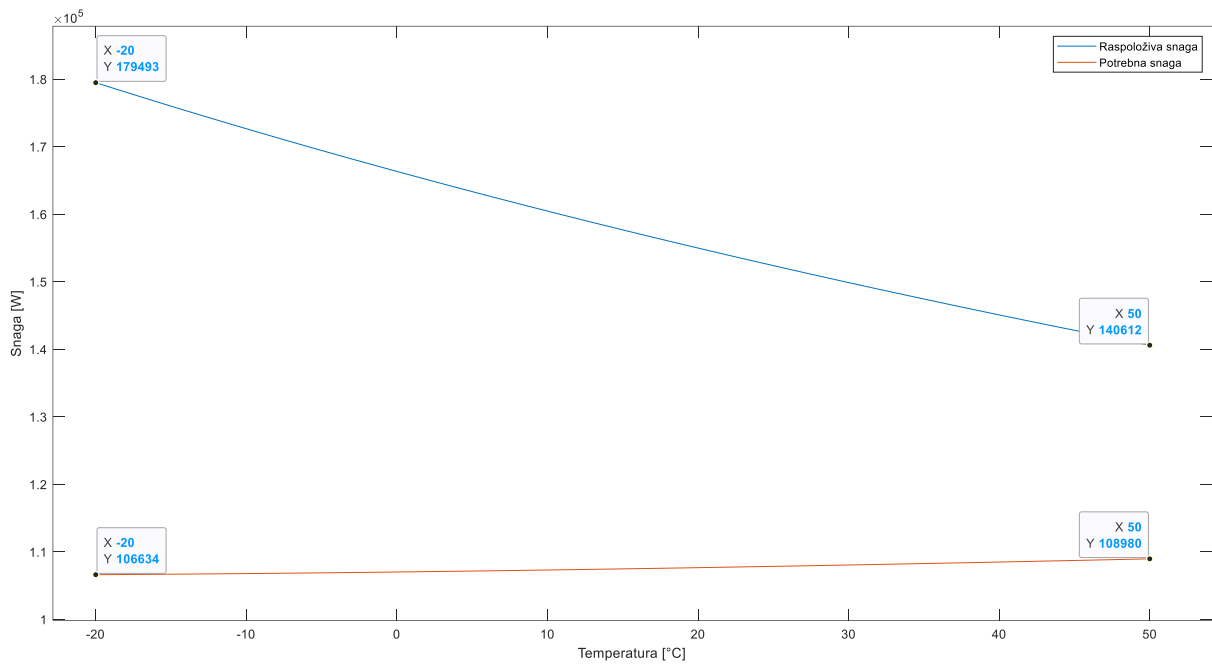
Na sljedećem primjeru, grafikonu 20, za povećanje mase helikoptera na 1400 kilograma te visini od 1500 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. Usporedbe radi, za 1000 metara nadmorske visine nemogućnost lebdjenja za cijeli raspon temperatura dogodila se tek za masu helikoptera od 1600 kilograma. Ovdje se događa već pri masi od 1400 kilograma te se može očekivati da će se porastom visine, masa za koju se događa da helikopter ne može lebdjeti tijekom cijelog raspona promatranih temperatura, još smanjivati. Odnosno helikopter neće uopće moći lebdjeti na još većoj visini, s još manjom masom. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 7 kW te na +50 °C čak 63 kW.



Grafikon 20. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1500 m i masi helikoptera od 1400 kg

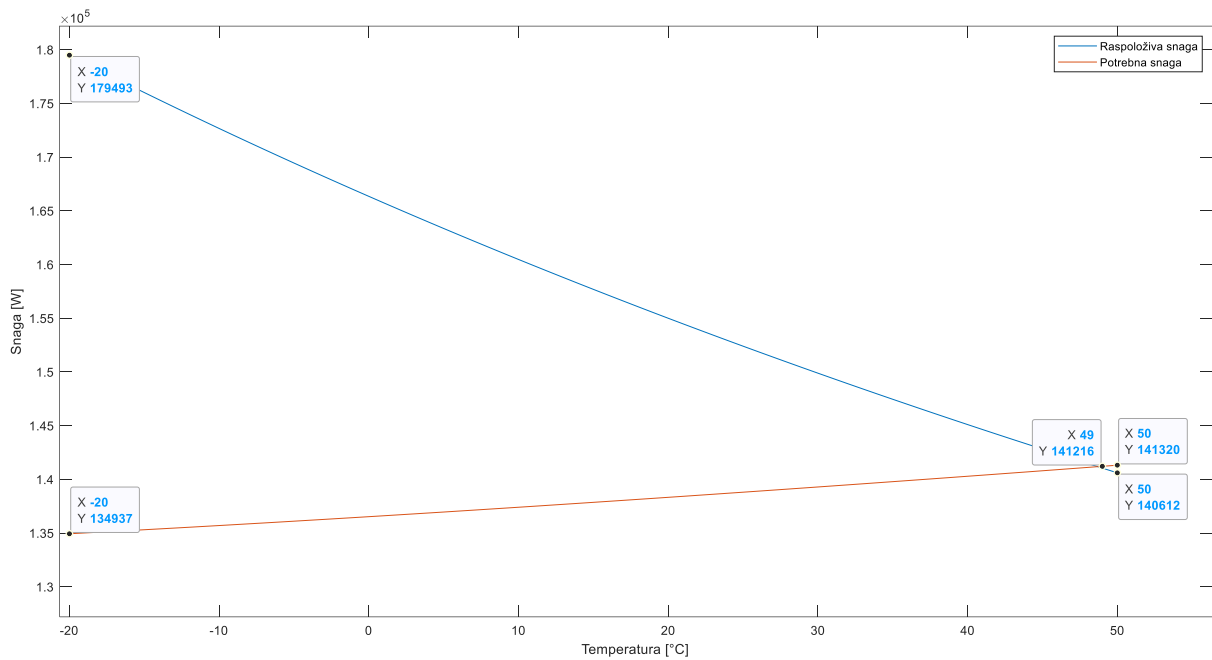
4.5. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 2000 metara

Grafikon 21 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za 2000 metara nadmorske visine i mase helikoptera od 800 kilograma. Može se primijetiti da je lebdenje, za cijeli promatrani raspon temperatura, moguće jer je raspoloživa snaga veća od potrebne. Označene su četiri karakteristične točke koje predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 179 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 140 kW. U odnosu na raspoloživu snagu helikoptera na 1500 metara, dolazi do smanjenja zbog povećanja visine. Potrebna snaga ima blagi porast povećanjem promatrane temperature s vrijednostima na -20 °C od 106 kW, a 108 kW na +50 °C.



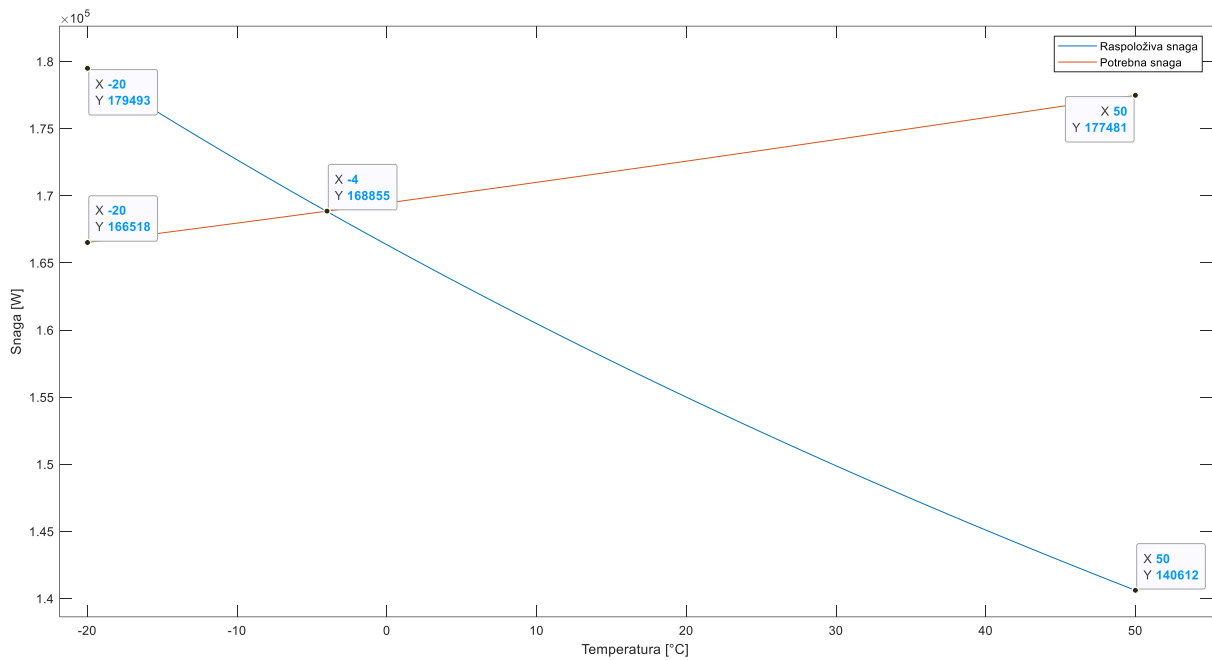
Grafikon 21. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2000 m i masi helikoptera od 800 kg

Na grafikonu 22 može se vidjeti da postoji točka iza koje helikopter više ne može lebdjeti. Ta karakteristična točka označena na grafu s vrijednosti za temperaturu od +49 °C te za snagu od 141 kW je presjecište dviju krivulja. Iako helikopter može lebdjeti skoro na cijelom rasponu temperatura prelaskom 49 °C lebdenje nije moguće jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive. Točno te vrijednosti temperature i snage vrijede za helikopter od 1000 kilograma.



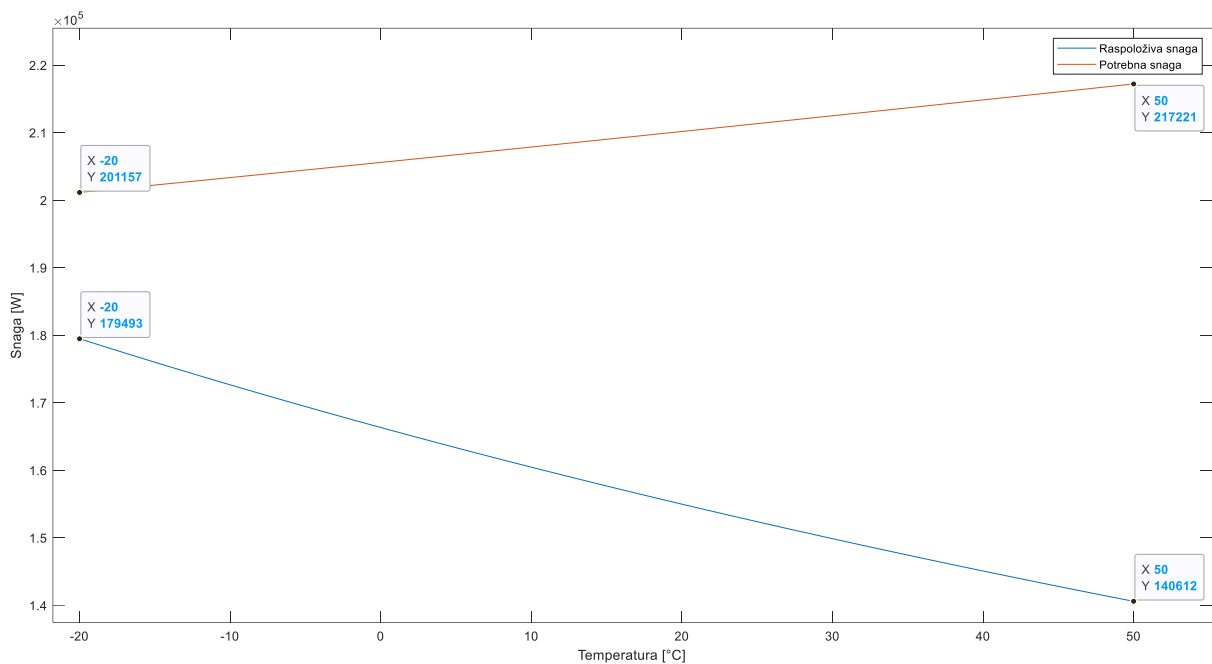
Grafikon 22. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2000 m i masi helikoptera od 1000 kg

Masa helikoptera na grafikonu 23 iznosi 1200 kilograma te se presjecište krivulja raspoložive i potrebne snage pomiče u lijevo u odnosu na promatrani raspon temperatura na prethodnom grafikonu, odnosno mogućnost lebdenja za temperature iznad $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$ više ne postoji. Iza te točke, u kojoj je vrijednost snage 168 kW, potrebna snaga je veća od raspoložive te helikopter nema mogućnost lebdenja. Razlika između dviju snaga na $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ iznosi 36 kW, a na temperaturi $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ iznosi 12 kW.



Grafikon 23. . Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2000 m i masi helikoptera od 1200 kg

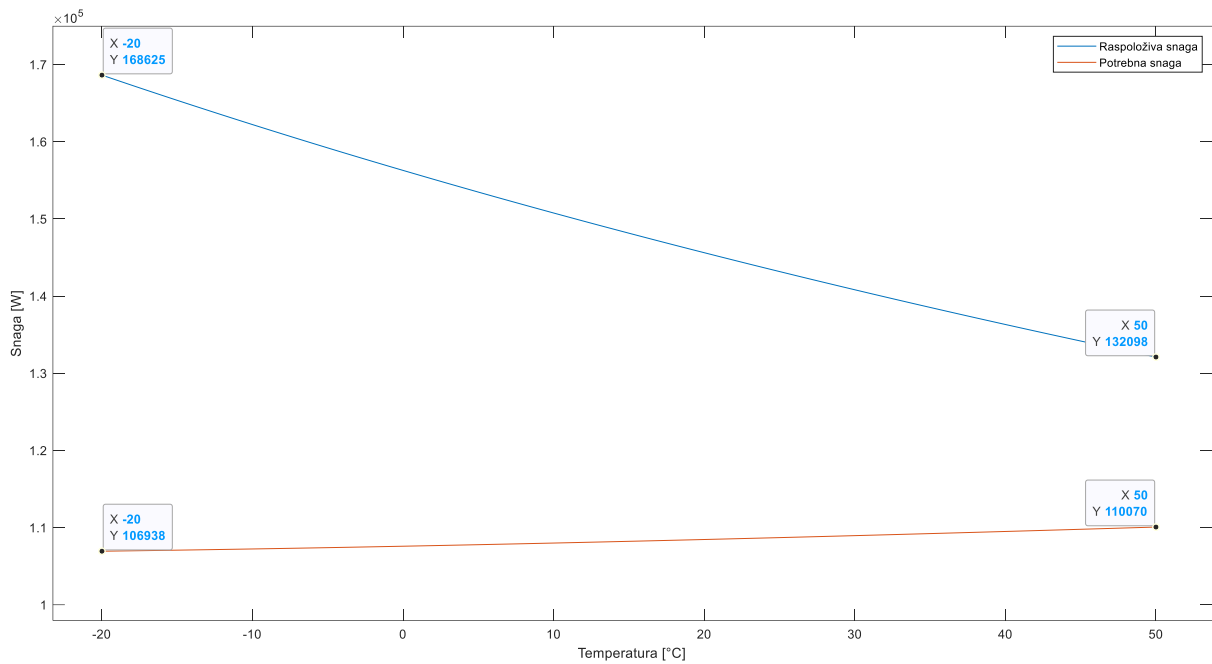
Na sljedećem primjeru, grafikonu 24, za povećanje mase helikoptera na 1400 kilograma te na visini od 2000 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. Nemogućnost lebdenja događa se za istu masu, 1400 kilograma, na visini 2000 metara kao što je bilo i na visini 1500 metara. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 21 kW te na +50 °C 76 kW.



Grafikon 24. . Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2000 m i masi helikoptera od 1400 kg

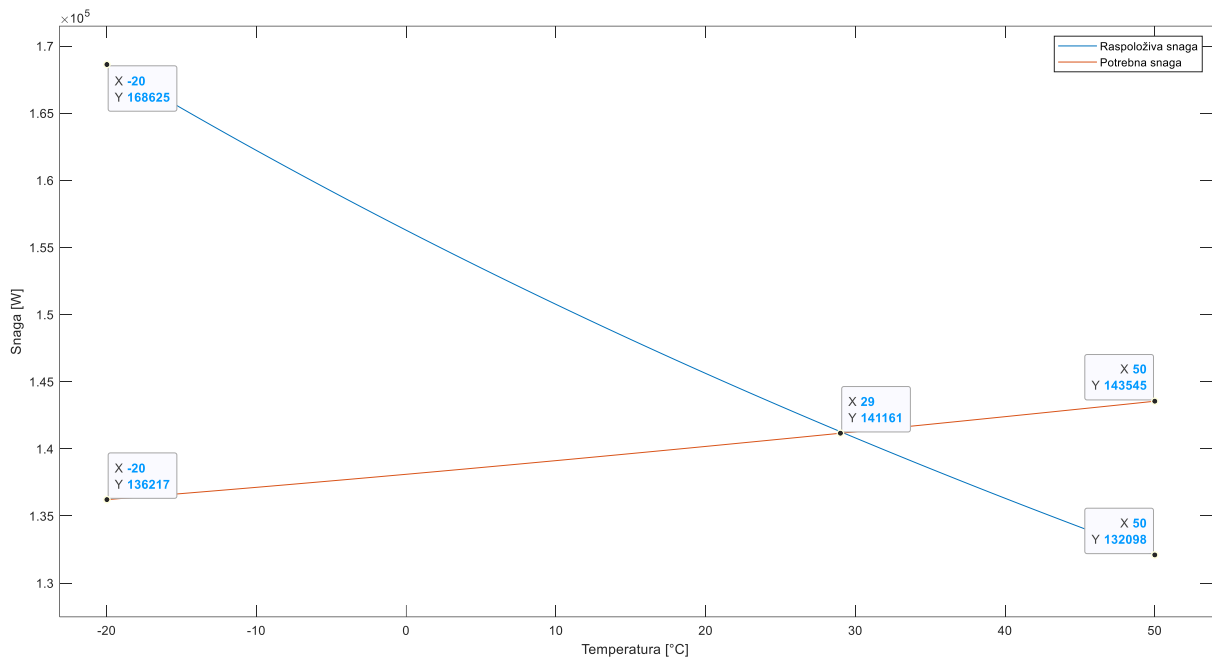
4.6. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 2500 metara

Grafikon 25 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za 2500 metara nadmorske visine i mase helikoptera od 800 kilograma. Može se primijetiti da je lebdenje, za cijeli promatrani raspon temperatura, od -20 °C do +50 °C, moguće jer je raspoloživa snaga veća od potrebne. Označene su četiri karakteristične točke koje predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 168 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 132 kW. U odnosu na raspoloživu snagu helikoptera na 2000 metara, dolazi do smanjenja zbog povećanja visine. Potrebna snaga ima blagi porast povećanjem promatrane temperature s vrijednostima na -20 °C od 106 kW, a 110 kW na +50 °C.



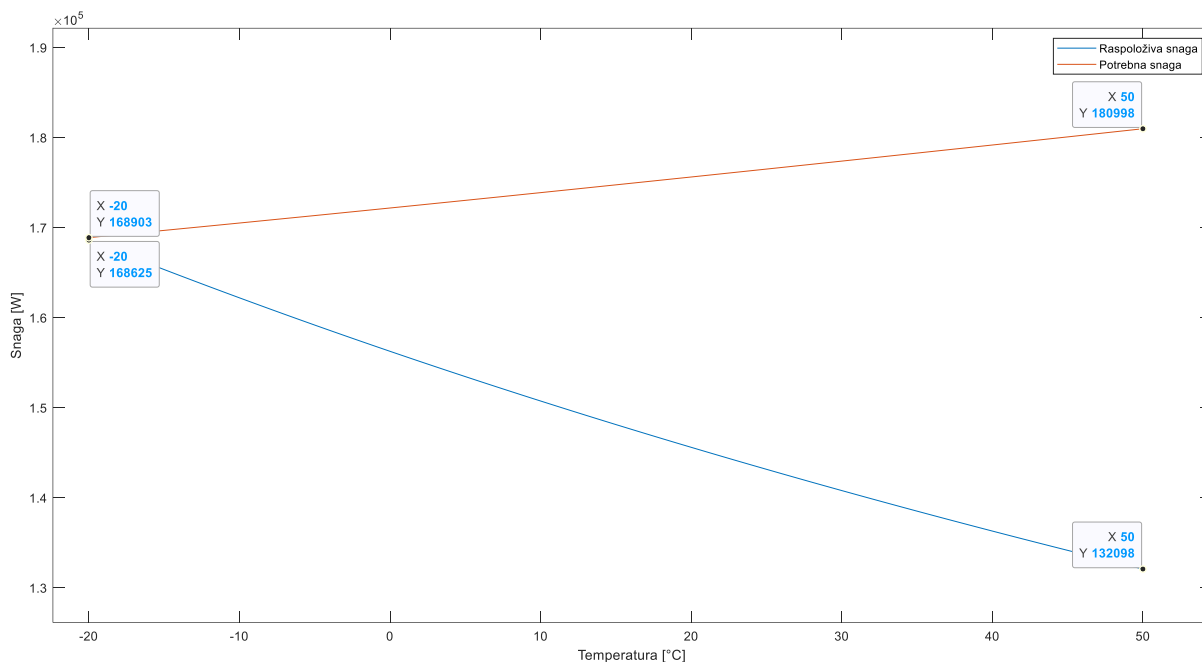
Grafikon 25. . Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2500 m i masi helikoptera od 800 kg

Na grafikonu 26 vidi se da helikopter više ne može lebdjeti poslije karakteristične točke označene na grafikonu s vrijednosti za temperaturu od +29 °C te snagu od 141 kW. Točka je presjecište dviju krivulja te iza nje, za veće temperature, helikopter ne može lebdjeti jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive. Točno te vrijednosti temperature i snage vrijede za helikopter od 1000 kilograma.



Grafikon 26. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2500 m i masi helikoptera od 1000 kg

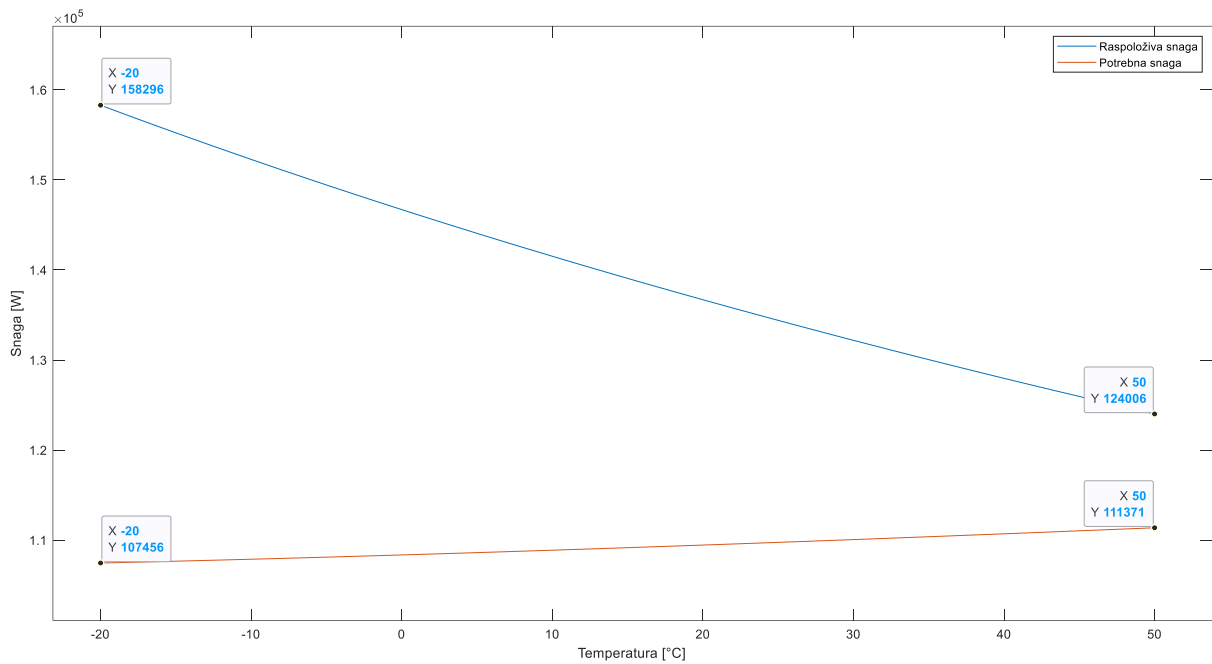
Na sljedećem primjeru, grafikonu 27, za uvjet povećanja mase helikoptera na 1200 kilograma te visini od 2500 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. To se događa ranije nego u prethodnom primjeru za visinu od 2000 metara kada helikopter nije mogao lebdjeti tijekom cijelog raspona promatranih temperatura tek za masu od 1400 kilograma. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi samo 278 W te na +50 °C čak 48 kW.



Grafikon 27. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2500 m i masi helikoptera od 1200 kg

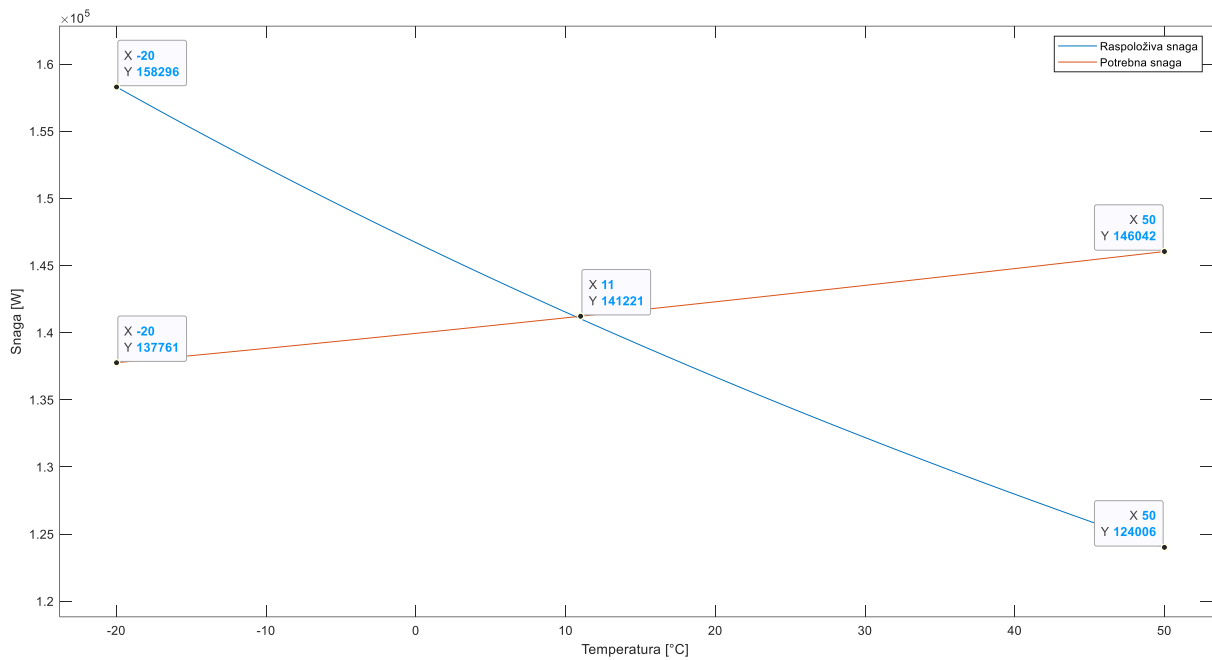
4.7. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 3000 metara

Grafikon 28 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za 3000 metara nadmorske visine i mase helikoptera od 800 kilograma. Može se primijetiti da je lebdenje, za cijeli promatrani raspon temperatura, od -20 °C do +50 °C, moguće jer je raspoloživa snaga veća od potrebne. Označene su četiri karakteristične točke koje predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 158 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 124 kW. U odnosu na raspoloživu snagu helikoptera na 2500 metara, dolazi do smanjenja zbog povećanja visine. Potrebna snaga ima blagi porast povećanjem promatrane temperature s vrijednostima na -20 °C od 107 kW, a 111 kW na +50 °C.



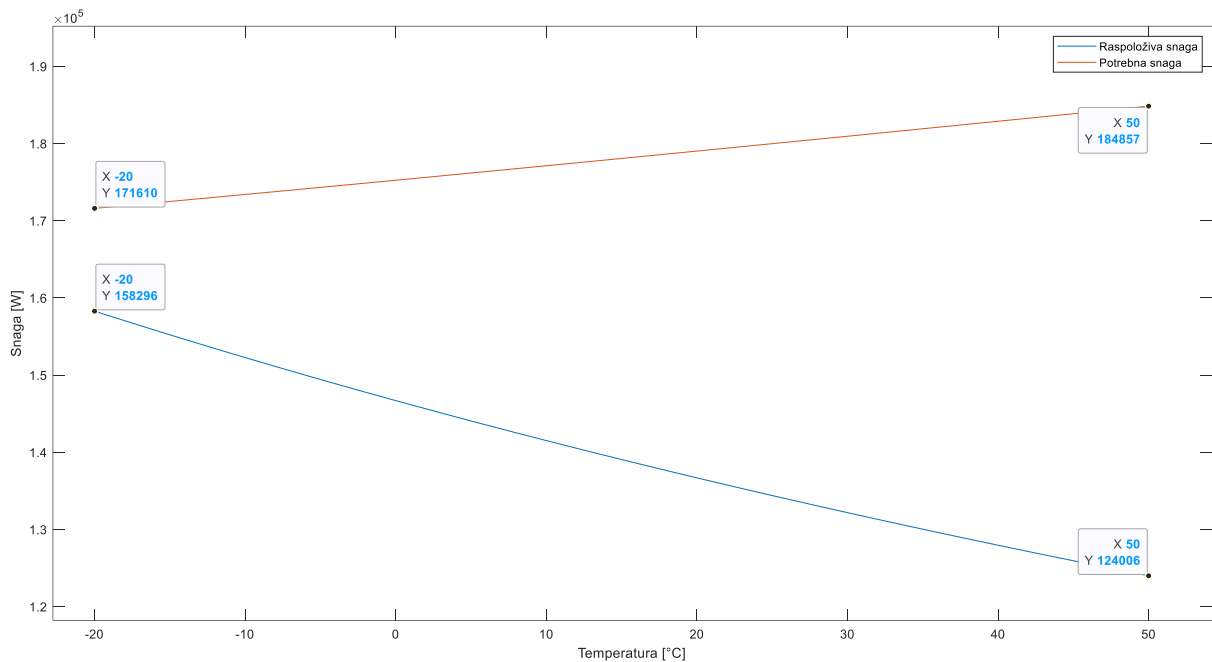
Grafikon 28. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3000 m i masi helikoptera od 800 kg

Na grafikonu 29 može se vidjeti da helikopter više ne može lebdjeti u cijelom rasponu promatranih temperatura, od -20 °C do +50 °C. Karakteristična točka, poslije koje helikopter ne može lebdjeti, označena je na grafikonu s vrijednosti za temperaturu od +11 °C te sa snagom od nešto manje od 141 kW te je presjecište dviju krivulja. Iza te točke helikopter ne može lebdjeti jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive. Točno te vrijednosti temperature i snage vrijede za helikopter od 1000 kilograma.



Grafikon 29. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3000 m i masi helikoptera od 1000 kg

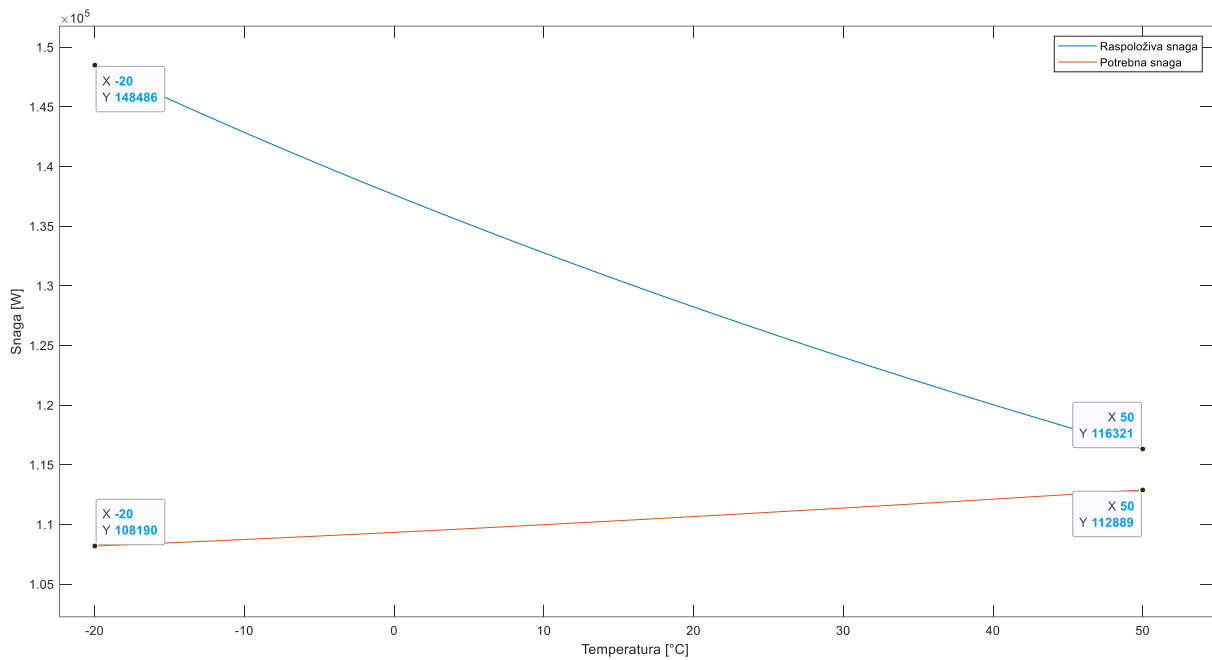
Na sljedećem primjeru, grafikonu 30, za povećanje mase helikoptera na 1200 kilograma te visini od 2500 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. To se događa za istu masu kao i na visini od 2500 metara. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 13 kW te na + 50 °C 60 kW.



Grafikon 30. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3000 m i masi helikoptera od 1200 kg

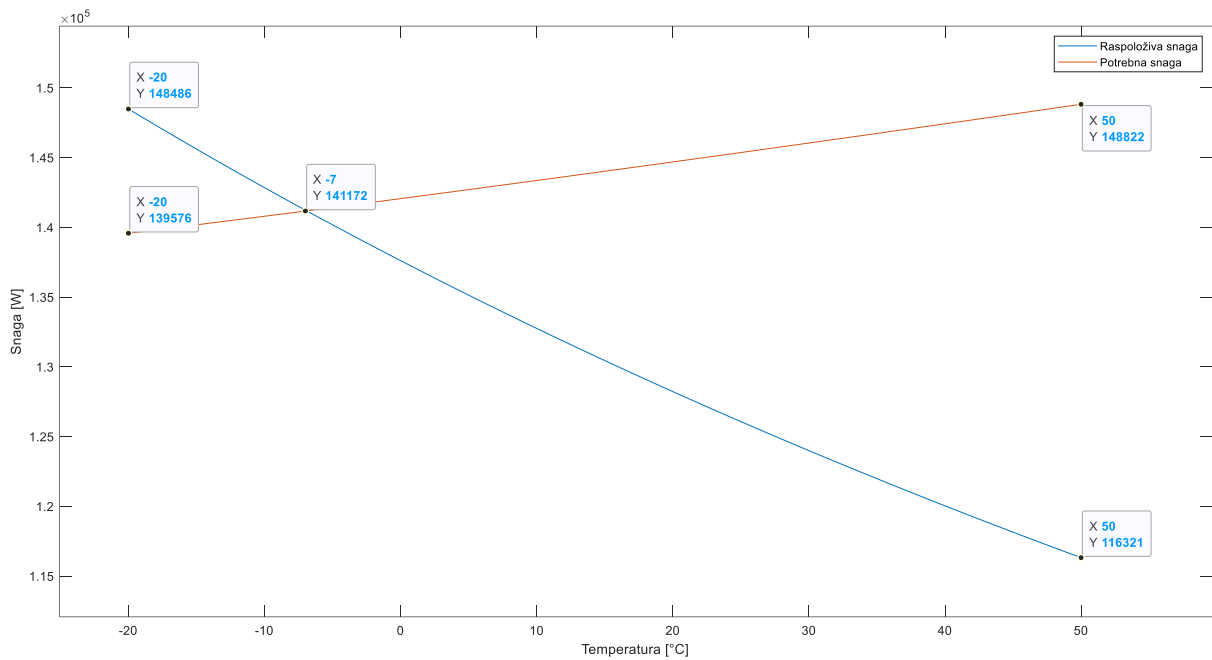
4.8. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 3500 metara

Grafikon 31 prikazuje krivulje raspoložive i potrebne snage za 3500 metara nadmorske visine i mase helikoptera od 800 kilograma. Može se primijetiti da je lebdenje, za cijeli promatrani raspon temperatura, od -20 °C do +50 °C, moguće jer je raspoloživa snaga veća od potrebne. Označene su četiri karakteristične točke koje predstavljaju vrijednosti raspoložive i potrebne snage za temperature na -20 i +50 °C. Raspoloživa snaga koju helikopter ima na -20 °C odgovara vrijednosti od 148 kW dok je na +50 °C ta vrijednost jednaka 116 kW. U odnosu na raspoloživu snagu helikoptera na 3000 metara, dolazi do smanjenja zbog povećanja visine. Potrebna snaga ima blagi porast povećanjem promatrane temperature s vrijednostima na -20 °C od 108 kW, a 112 kW na +50 °C.



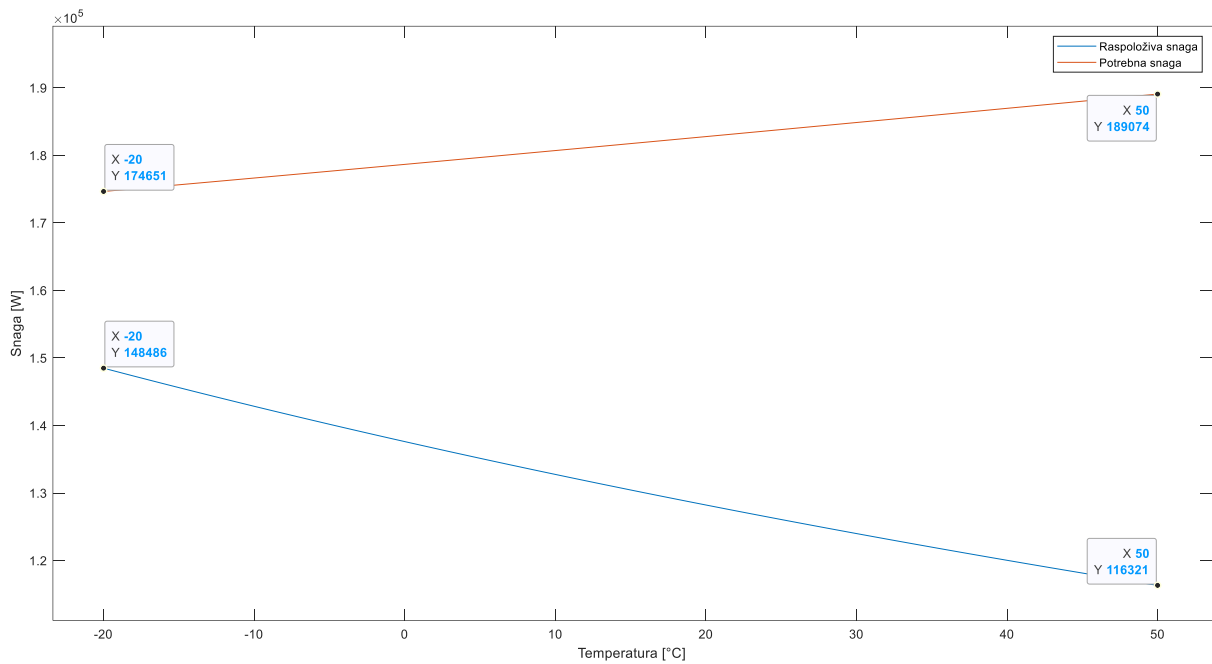
Grafikon 31. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3500 m i masi helikoptera od 800 kg

Na grafikonu 32 vidi se da helikopter ne može lebdjeti na cijelom promatranom rasponu temperatura, od -20 °C do +50 °C. Karakteristična točka, poslije koje helikopter više ne može lebdjeti označena je na grafikonu s vrijednosti za temperaturu od -7 °C te sa snagom od 141 kW te je presjecište dviju krivulja. Iza te točke helikopter ne može lebdjeti jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive. Točno te vrijednosti temperature i snage vrijede za helikopter od 1000 kilograma.



Grafikon 32. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3500 m i masi helikoptera od 1000 kg

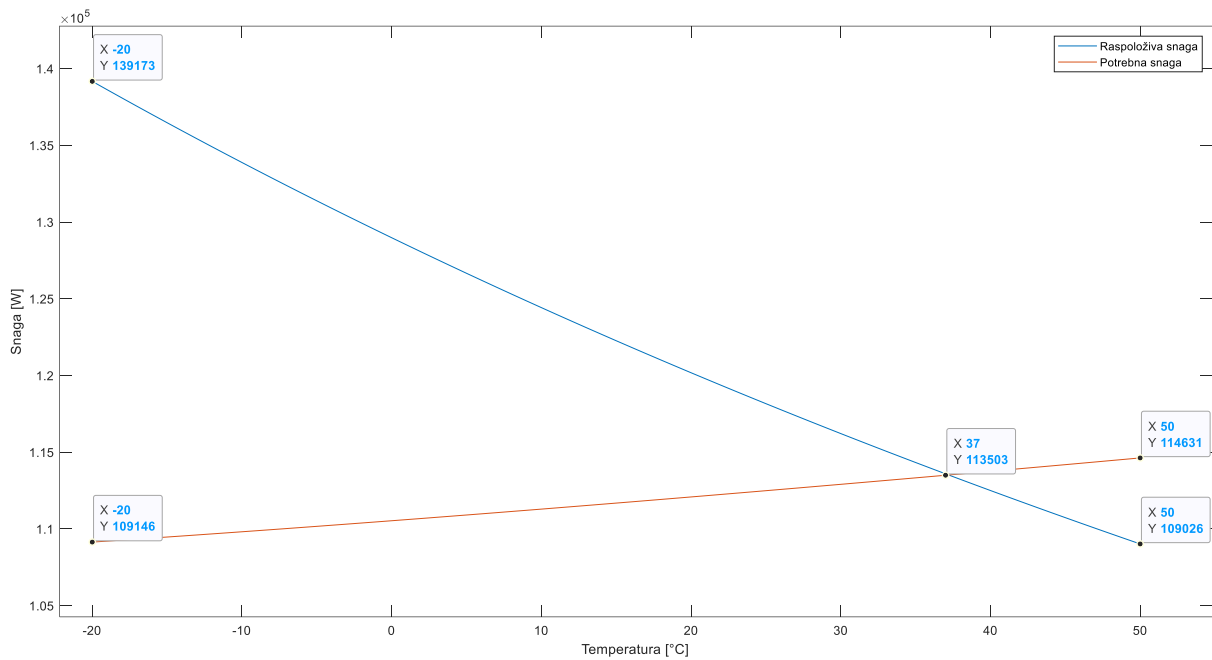
Na sljedećem primjeru, grafikonu 33, za povećanje mase helikoptera na 1200 kilograma te visini od 3500 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. To se događa za istu masu kao i na visini od 3000 metara. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 26 kW te na +50 °C 72 kW.



Grafikon 33. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3500 m i masi helikoptera od 1200 kg

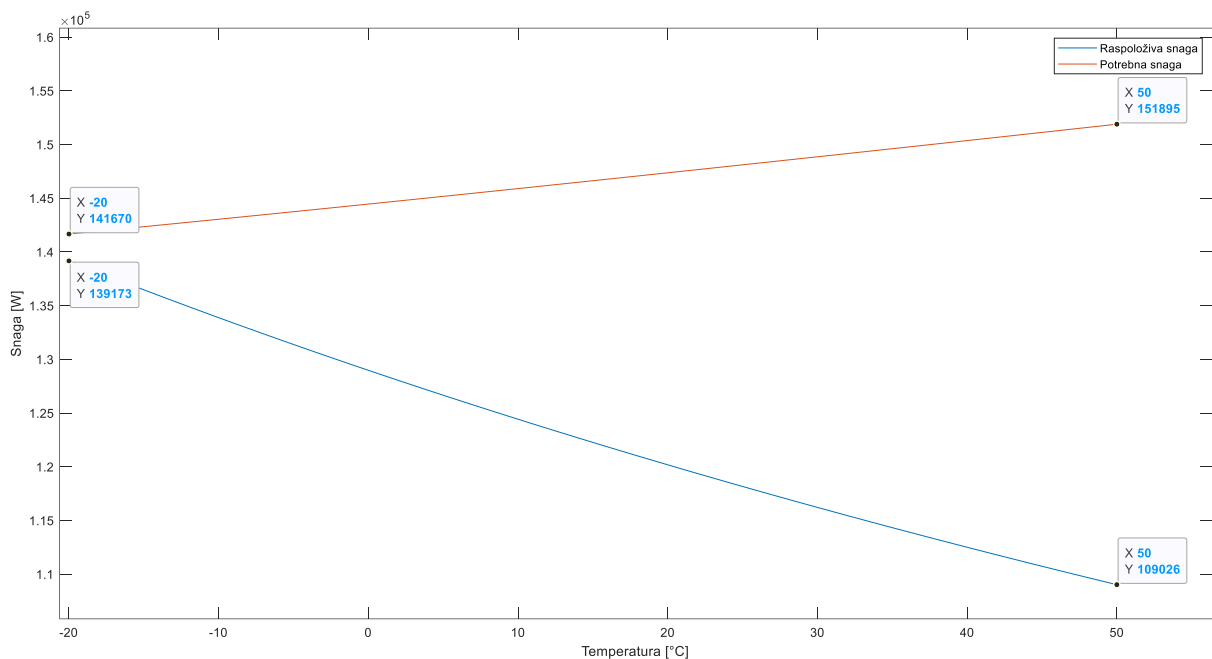
4.9. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 4000 metara

Za uvjete visine od 4000 metara i helikoptera mase 800 kilograma ne postoji mogućnost lebdenja na cijelom rasponu temperatura, od -20 °C do +50 °C, kao što je to bilo do sada. Na grafikonu 34 odmah se vidi da helikopter ne može lebdjeti na cijelom rasponu promatranih temperatura. Karakteristična točka, poslije koje helikopter više ne može lebdjeti, označena je na grafikonu s vrijednosti za temperaturu od +37 °C te sa snagom od 113 kW te je presjecište dviju krivulja. Iza te točke helikopter ne može lebdjeti jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive.



Grafikon 34. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 4000 m i masi helikoptera od 800 kg

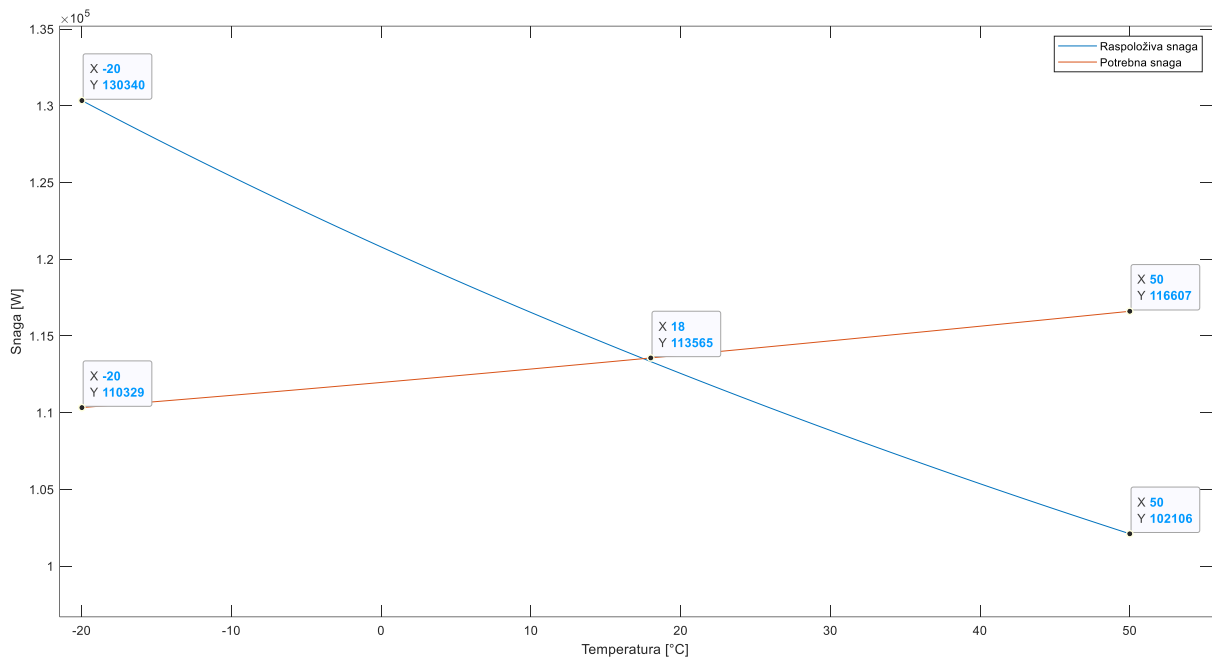
Na sljedećem primjeru, grafikonu 35, za povećanje mase helikoptera na 1000 kilograma te visini od 4000 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. To se događa za 200 kilograma lakši helikopter nego li je to bio na visini od 3500 metara. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 2 kW te na + 50 °C 42 kW.



Grafikon 35. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 4000 m i masi helikoptera od 1000 kg

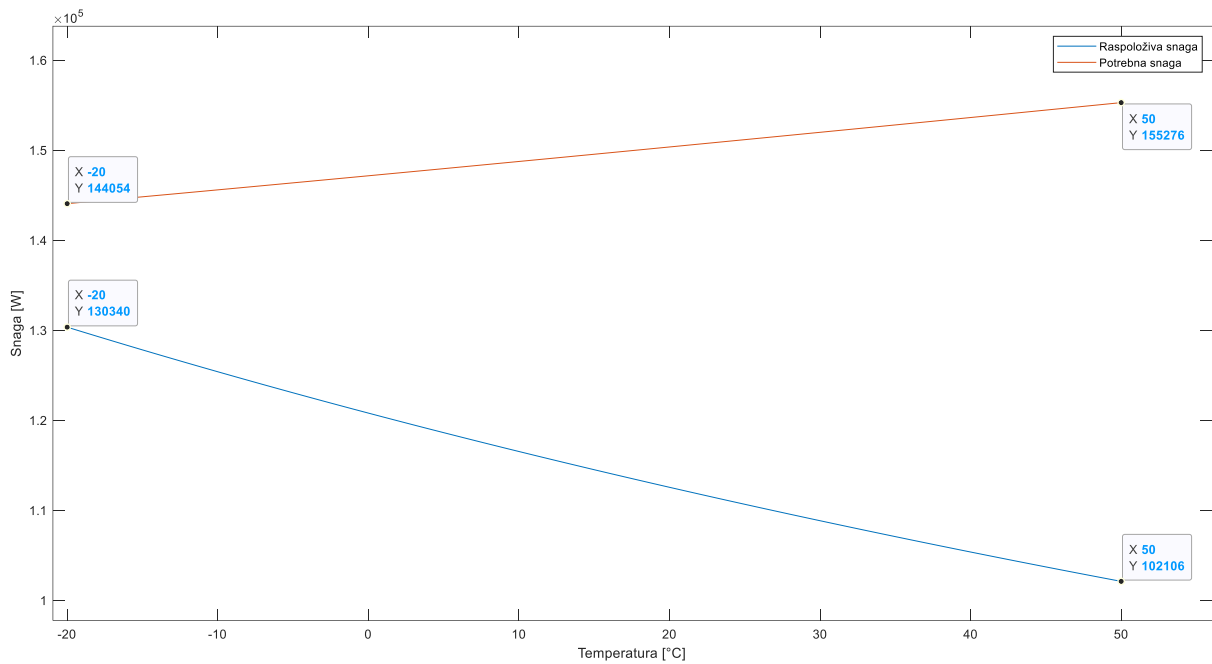
4.10. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 4500 metara

Za uvjete visine od 4500 metara i helikoptera mase 800 kilograma ne postoji mogućnost lebdenja na cijelom rasponu temperatura, od -20 °C do +50 °C. Na grafikonu 36, prikazana je karakteristična točka s vrijednosti za temperaturu od +18 °C te za snagu od 113 kW te je ona presjecište dviju krivulja. Iza te točke helikopter ne može lebdjeti jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive.



Grafikon 36. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 4500 m i masi helikoptera od 800 kg

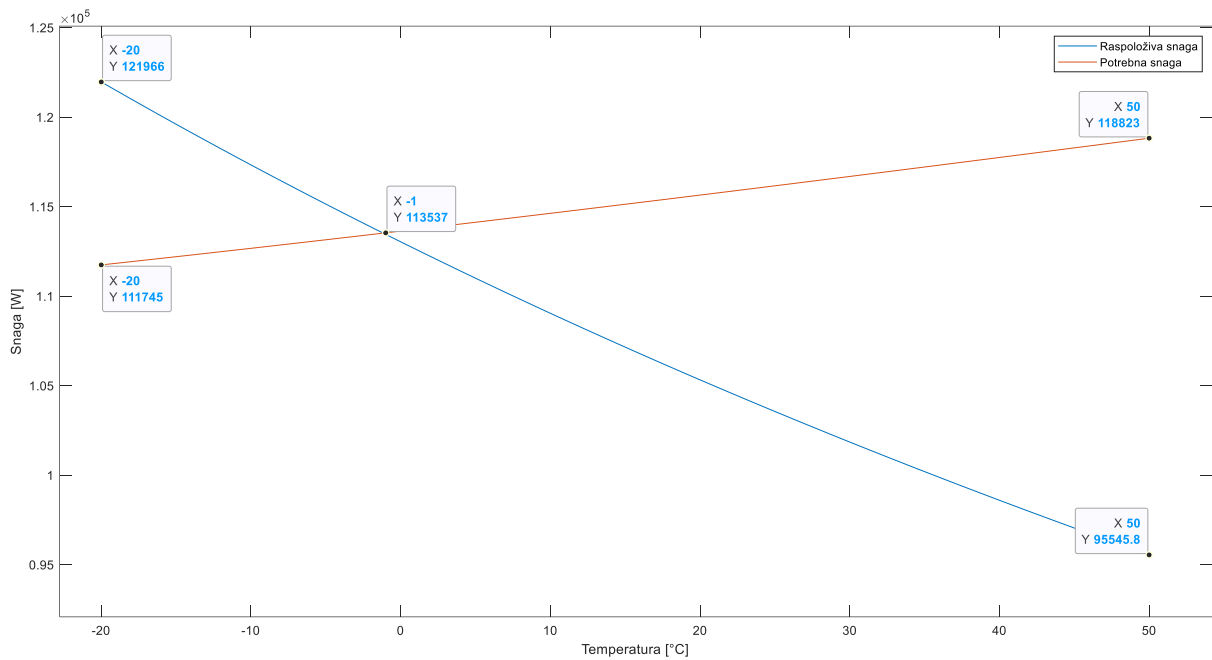
Na sljedećem primjeru, grafikonu 37, za povećanje mase helikoptera na 1000 kilograma te visini od 4500 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. To se događa za istu masu kao i na visini od 4000 metara. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 13 kW te na + 50 °C 53 kW.



Grafikon 37. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 4500 m i masi helikoptera od 1000 kg

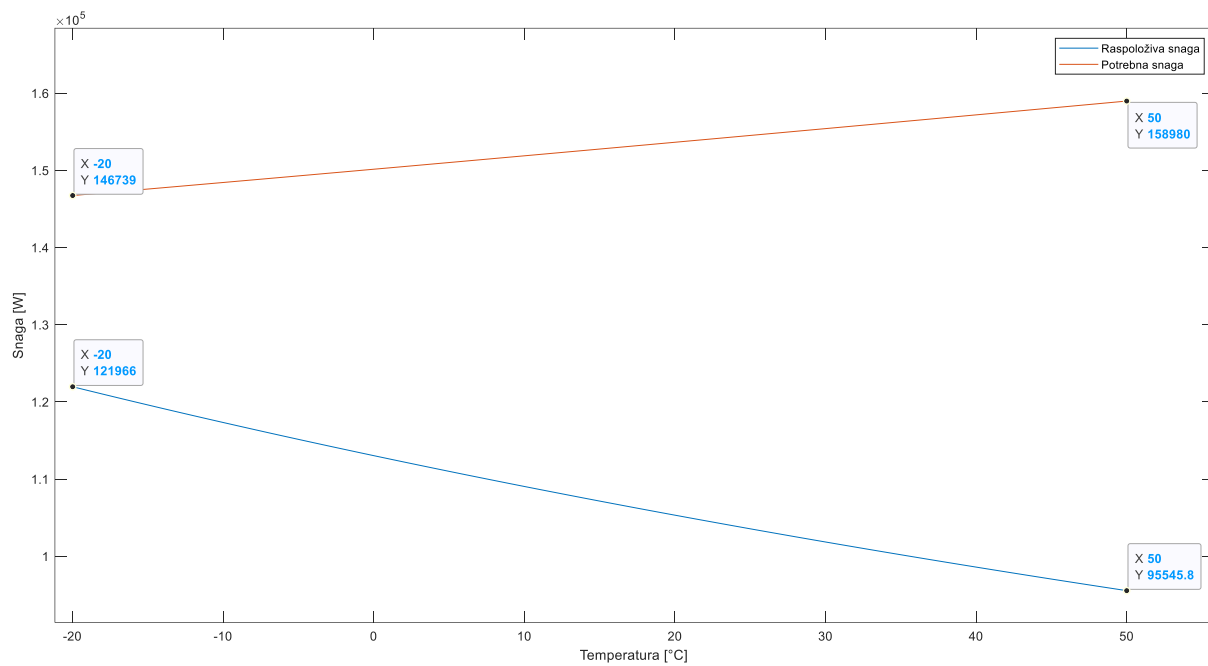
4.11. Performanse helikoptera u lebdenju na visini od 5000 metara

Za uvjete visine od 5000 metara i helikoptera mase 800 kilograma ne postoji mogućnost lebdenja na cijelom rasponu promatranih temperatura, od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ do $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Na grafikonu 38 to se može jasno vidjeti. Karakteristična točka, poslije koje helikopter više ne može lebdjeti, označena je s vrijednosti za temperaturu od $-1\text{ }^{\circ}\text{C}$ te za snagu od 113 kW te je presjecište dviju krivulja. Iza te točke helikopter ne može lebdjeti jer vrijednosti potrebne snage prelaze vrijednosti raspoložive.



Grafikon 38. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 5000 m i masi helikoptera od 800 kg

Na posljednjem za ovo poglavlje, grafikonu 39, za povećanje mase helikoptera na 1000 kilograma te visini od 5000 metara, lebdenje uopće nije moguće. Tijekom cijelog raspona promatranih temperatura, od -20 °C do +50 °C, potrebna snaga helikoptera je veća od raspoložive. To se događa za istu masu kao i na visini od 4500 metara. Povećanjem temperature razlika se povećava na stranu potrebne snage, a na -20 °C iznosi 24 kW te na + 50 °C 63 kW.



Grafikon 39. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 5000 m i masi helikoptera od 1000 kg

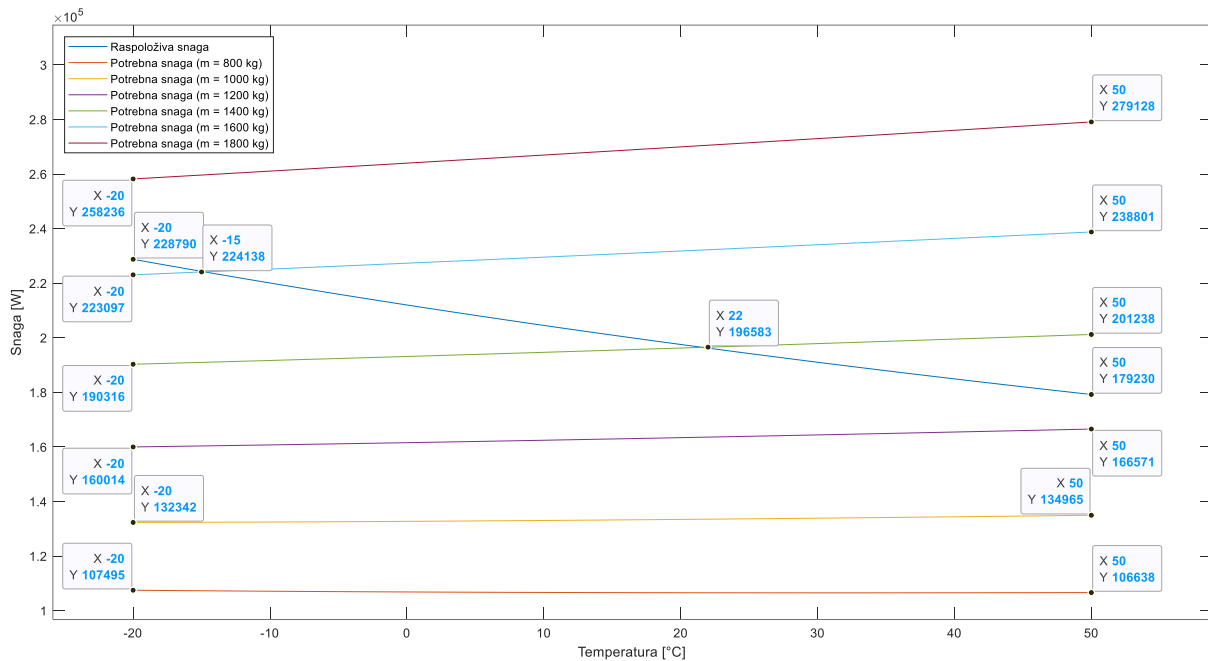
5. USPOREDBA REZULTATA

U ovom poglavlju diplomskog rada napravljena je objedinjena analiza i usporedba podataka dobivenih u prethodnim grafovima. Promatrat će se potrebna snaga u ovisnosti o masi helikoptera, raspoloživa snaga u ovisnosti o visini te 3 karakteristične visine i mase na istom grafikonu kako bi se potvrdilo razumijevanje ponašanja raspoložive i potrebne snage u ovisnosti o zadanim parametrima visine, mase i temperature. Svi grafikoni na osi apscisa, osi x, imaju raspon promatranih temperatura u Celzijevim stupnjevima °C, a na osi ordinata, osi y, snagu izraženu u Wattima, W. U gornjem lijevom kutu nalazi se legenda te su označene karakteristične točke presjecišta krivulja te početnih i završnih vrijednosti krivulja snaga za početnu i završnu temperaturu u rasponu promatranja.

5.1. Potrebna snaga u ovisnosti o masi helikoptera

Na grafikonu 40 prikazane su krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu na razini mora. Raspoloživa snaga ne ovisi o masi helikoptera već samo o visini leta i temperaturi. Kako temperatura raste raspoloživa snaga se smanjuje. Masa helikoptera ima velik utjecaj na potrebnu snagu tako da povećanjem mase helikoptera ukupna potrebna snaga raste. Paralelne linije su krivulje potrebne snage za različite mase s početkom od 800 kilograma pa sve do 1800 kilograma te korakom 200. To znači da se masa povećava sa svakim sljedećim korakom za 200 kilograma. Uvjet za lebdenje helikoptera je da raspoloživa snaga helikoptera mora biti veća od potrebne te u trenutku kada to više ne vrijedi može se zaključiti da helikopter više ne može lebdjeti. Prema tome, za ovaj slučaj, helikopter može lebdjeti u cijelom ili u određenom dijelu cijelog raspona promatranih temperatura za sve mase helikoptera osim mase od 1800 kilograma. Pri masi 1800 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za mase od 1400 i 1600 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Uvjet lebdenja za helikopter vrijedi za veći raspon temperatura pri masi od 1400 kilograma što se vidi na grafikonu jer tek nakon +22 °C, pri čemu je vrijednost snaga jednaka 196 kW, ne može lebdjeti. Takav slučaj za masu od 1600 kilograma vrijedi već iza temperature od -15 °C kojoj odgovara snaga od 224 kW. Poslije prelaska tih vrijednosti potrebna snaga je veća od raspoložive što negativno utječe na performanse helikoptera jer ne može lebdjeti, odnosno ne može obavljati osnovni režim leta helikoptera. Dakle, može se zaključiti da povećanje mase helikoptera negativno utječe na performanse leta jer povećava ukupnu potrebnu snagu dok raspoloživa ostaje ista. Sve označene karakteristične točke su u prethodnom poglavlju definirane, ali na ovom grafikonu se može lijepo uočiti za koliko se točno kW potrebna snaga

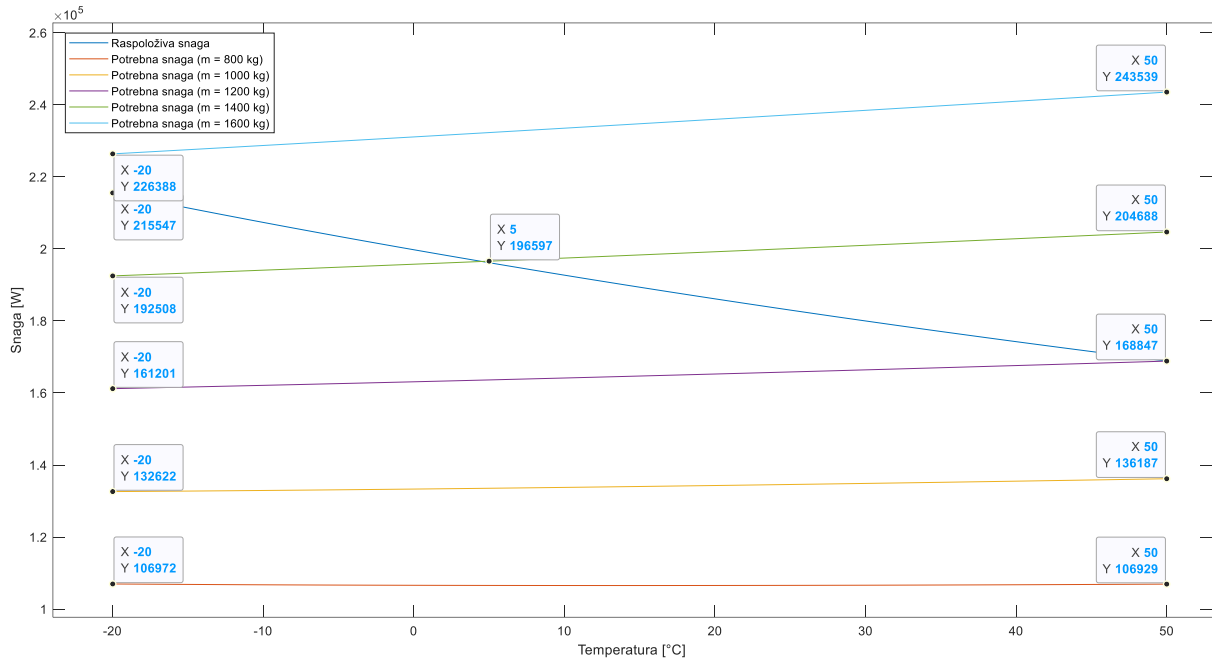
poveća pri povećanju mase za 200 kilograma. Tako za točku u kojoj je $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, povećanje potrebne snage krećući od najmanje ide redom za 24 kW, za 27 kW, za 30 kW, za 32 kW te na kraju za 35 kW. U točki $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, povećanje ide redom za 28 kW, za 31 kW, za 34 kW, za 37 kW i za 40 kW. Dakle ne samo da se povećava potrebna snaga povećanjem mase za 200 kilograma nego se povećava i relativno pravilno u smislu da je povećanje svake sljedeće za 3 kW veće od prethodne.



Grafikon 40. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na razini mora

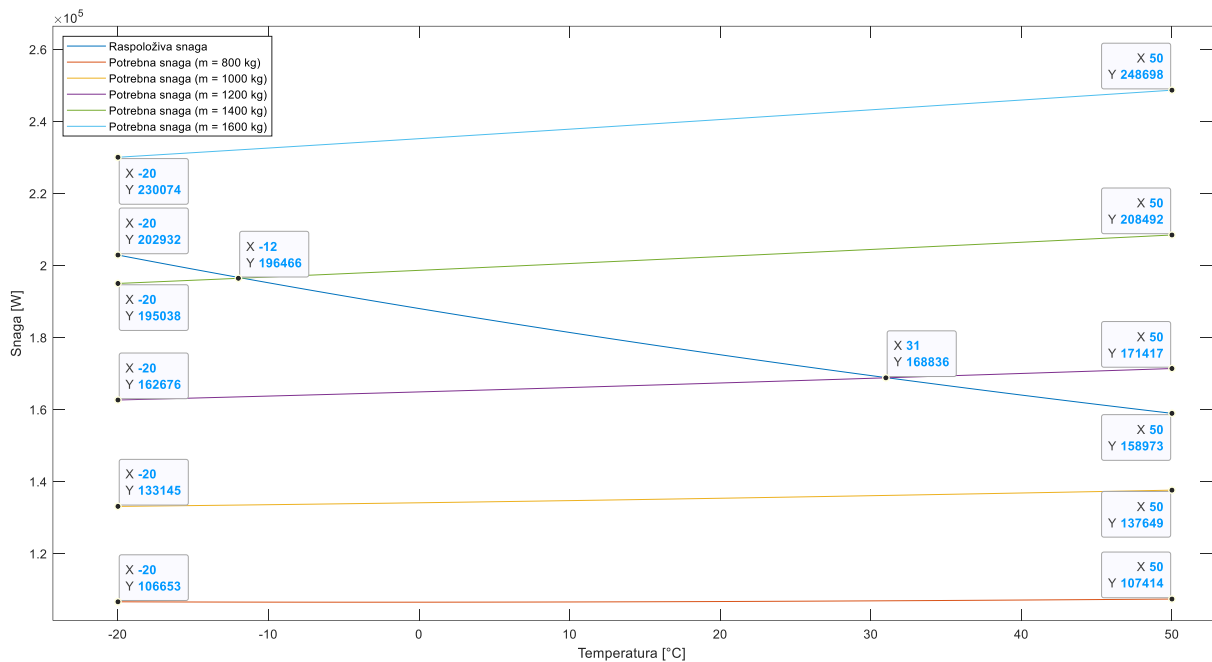
Grafikon 41 prikazuje isto kao i grafikon 40, samo za visinu od 500 metara. Prikazane su krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 500 metara. Raspoloživa snaga ovdje ima drugačije vrijednosti nego u prethodnom primjeru jer se povećala visina pa se raspoloživa snaga smanjila. S obzirom na temperaturu ponaša se isto kao u prethodnom grafu odnosno smanjuje se kako temperatura raste. Paralelne linije su krivulje potrebne snage za različite mase s početkom od 800 kilograma pa sve do 1600 kilograma te korakom 200. Helikopter može lebdjeti u cijelom ili u određenom dijelu cijelog raspona promatranih temperatura za mase helikoptera do 1600 kilograma. Pri masi 1600 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 1400 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Poslije točke u kojoj je temperatura $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ te snaga 196 kW, helikopter ne može lebdjeti. Nadalje, povećanje potrebne snage u točki s vrijednošću od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, ide redom za 25 kW, za 28 kW, za 31 kW, za 33 kW. U točki s vrijednošću od $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$,

povećanje ide redom za 29 kW, za 32 kW, za 35 kW, za 38 kW. Uočava se povećanje potrebne snage povećanjem mase za 200 kilograma opet relativno pravilno u smislu da je povećanje svake sljedeće za otprilike 3 kW veće od prethodne.



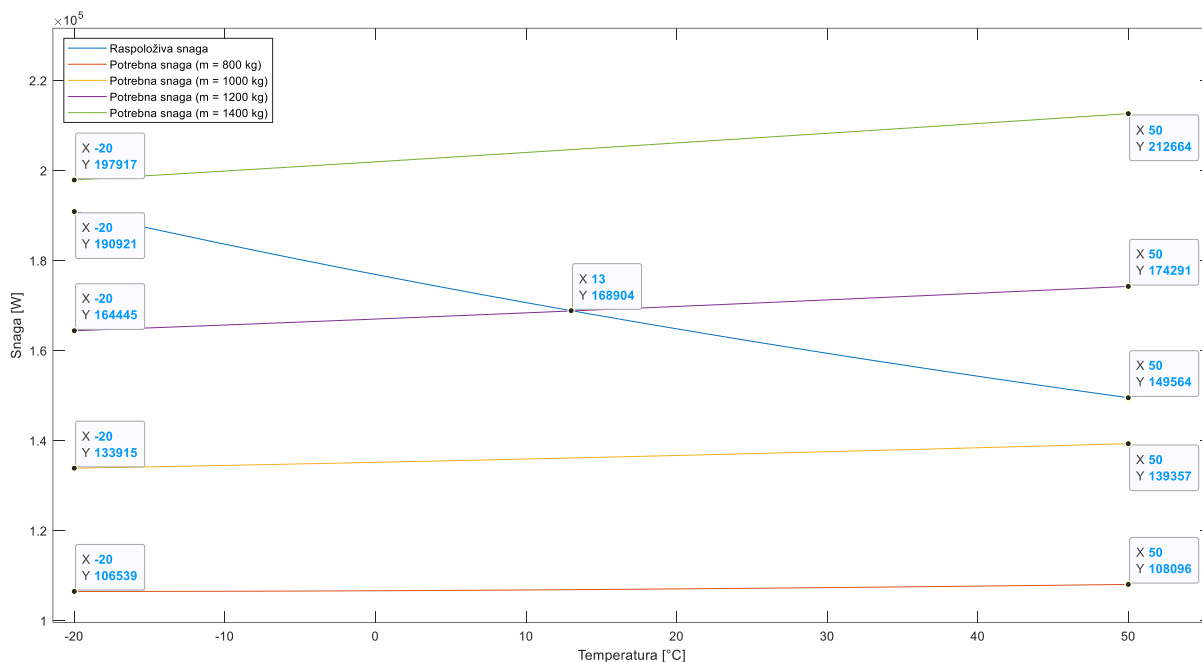
Grafikon 41. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 500 m

Grafikon 42 prikazuje krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 1000 metara. Raspoloživa snaga se smanjuje zbog povećanja visine. Krivulje potrebne snage prikazane su za različite mase s početkom od 800 kilograma pa sve do 1600 kilograma te korakom 200. Helikopter može lebdjeti u cijelom ili u određenom dijelu cijelog raspona promatranih temperatura za mase helikoptera do 1600 kilograma. Pri masi 1600 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 1200 i 1400 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Za 1200 kilograma može lebdjeti do točke presjecanja u kojoj je temperatura -31 °C, a snaga 168 kW, dok za 1400 kilograma može lebdjeti do točke presjecišta u kojoj je temperatura -12 c, a snaga 196 kW. Povećanje potrebne snage za temperaturu -20 °C, ide redom za 26 kW, za 29 kW, za 32 kW, za 35 kW. U točki +50 °C, povećanje ide redom za 30 kW, za 33 kW, za 37 kW, za 40 kW.



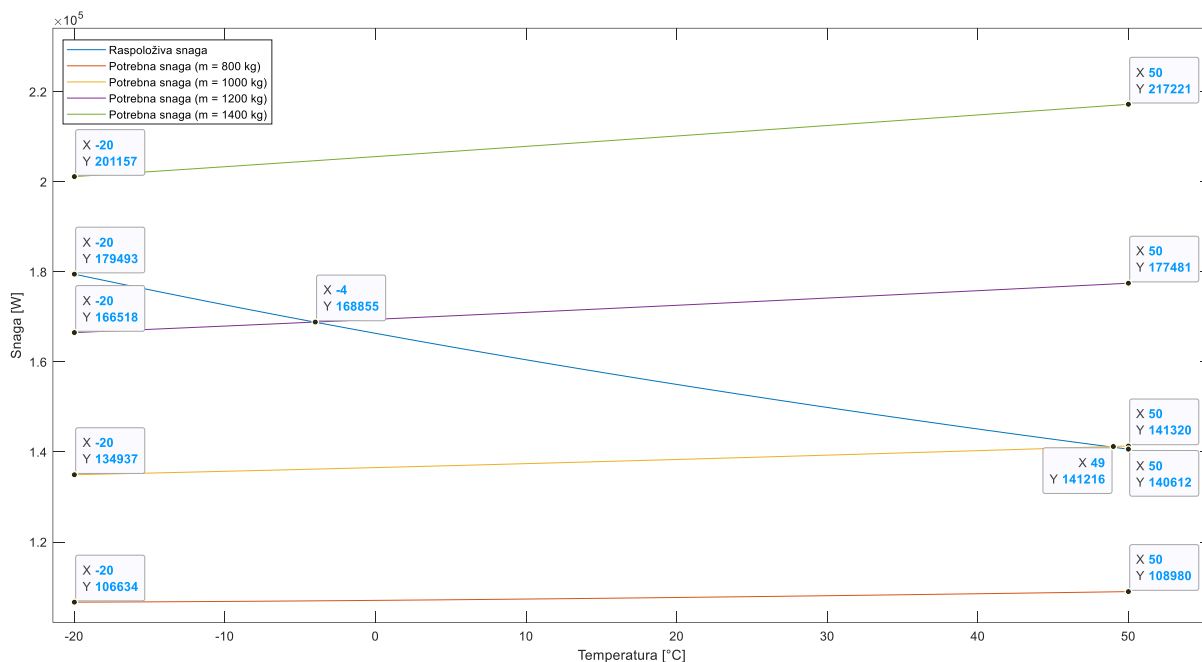
Grafikon 42. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 1000 m

Grafikon 43 prikazuje krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 1500 metara. Raspoloživa snaga se smanjuje zbog povećanja visine. Krivulje potrebne snage prikazane su za različite mase s početkom od 800 kilograma pa sve do 1400 kilograma te s korakom 200. Helikopter može lebdjeti u cijelom ili u određenom dijelu cijelog raspona promatranih temperatura za mase helikoptera do 1400 kilograma. Pri masi 1400 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 1200 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Za 1200 kilograma može lebdjeti do točke presjecanja u kojoj je temperatura $-31\text{ }^{\circ}\text{C}$, a snaga 168 kW, dok za 1400 kilograma može lebdjeti do točke presjecišta u kojoj je temperatura $-13\text{ }^{\circ}\text{C}$, a snaga 168 kW. Povećanje potrebne snage za temperaturu $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, ide redom za 27 kW, za 30 kW, za 33 kW. U točki $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, povećanje ide redom za 31 kW, za 34 kW, za 38 kW.



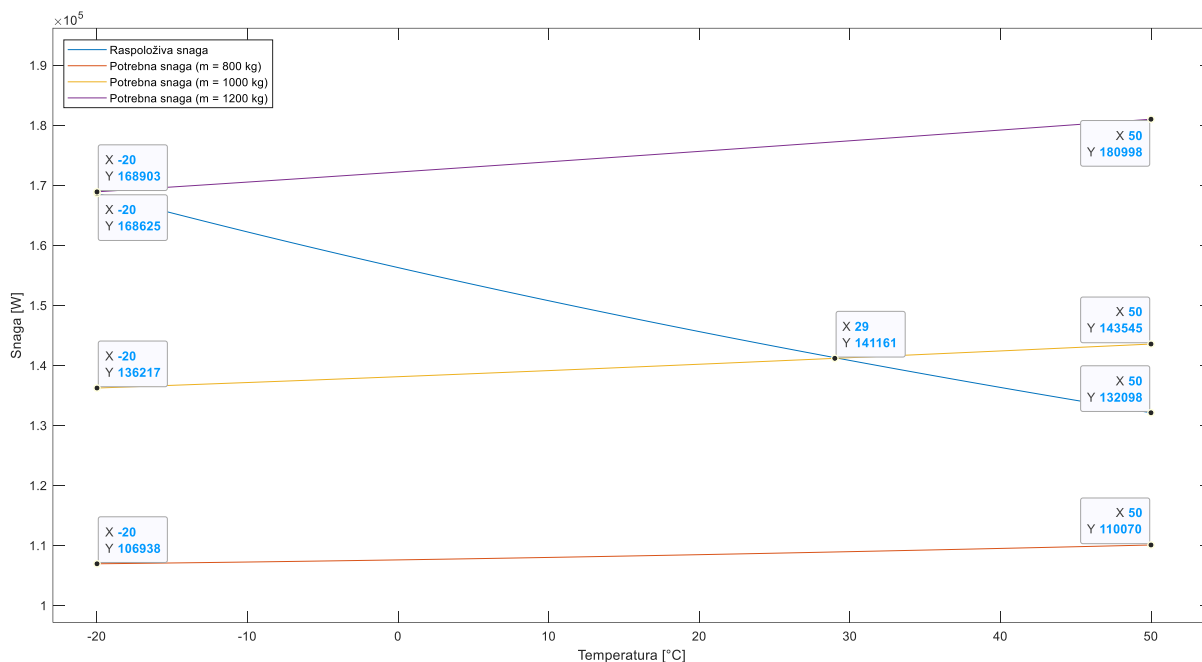
Grafikon 43. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 1500 m

Grafikon 44 prikazuje krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 2000 metara. Raspoloživa snaga se smanjuje zbog povećanja visine. Krivulje potrebne snage prikazane su za različite mase s početkom od 800 kilograma pa sve do 1400 kilograma te s korakom 200. Helikopter može lebdjeti u cijelom ili u određenom dijelu cijelog raspona promatranih temperatura za mase helikoptera do 1400 kilograma. Pri masi 1400 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 1000 i 1200 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Za 1000 kilograma može lebdjeti do točke presijecanja u kojoj je temperatura +49 °C, a snaga 141 kW, dok za 1200 kilograma može lebdjeti do točke presjecišta u kojoj je temperatura -4 °C, a snaga 168 kW. Povećanje potrebne snage za temperaturu -20 °C, ide redom za 28 kW, za 31 kW, za 34 kW. U točki +50 °C, povećanje ide redom za 32 kW, za 36 kW, za 39 kW.



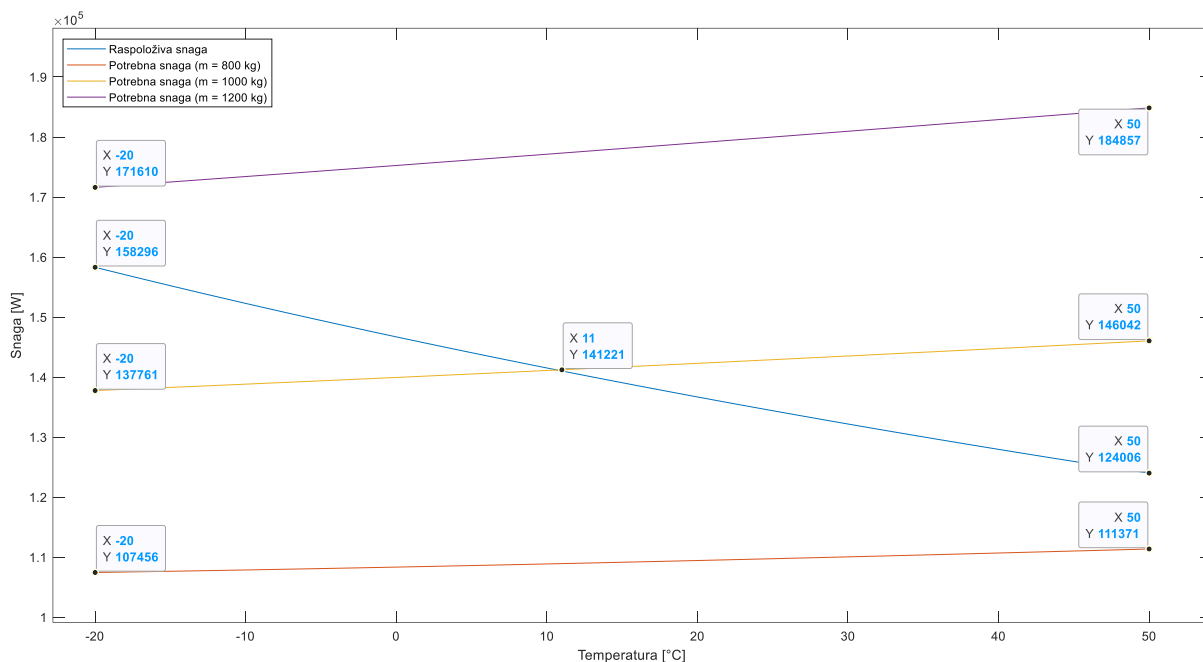
Grafikon 44. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 2000 m

Grafikon 45 prikazuje krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 2500 metara. Raspoloživa snaga se smanjuje zbog povećanja visine. Krivulje potrebne snage prikazane su za različite mase s početkom od 800 kilograma pa sve do 1200 kilograma te s korakom 200. Helikopter može lebdjeti u cijelom ili u određenom dijelu cijelog raspona promatranih temperatura za mase helikoptera do 1200 kilograma. Pri masi 1200 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 1000 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Za 1000 kilograma može lebdjeti do točke presijecanja u kojoj je temperatura +29 °C, a snaga 141 kW. Povećanje potrebne snage za temperaturu -20 °C, ide redom za 29 kW i za 32 kW. U točki +50 °C, povećanje ide redom za 33 kW i za 37 kW.



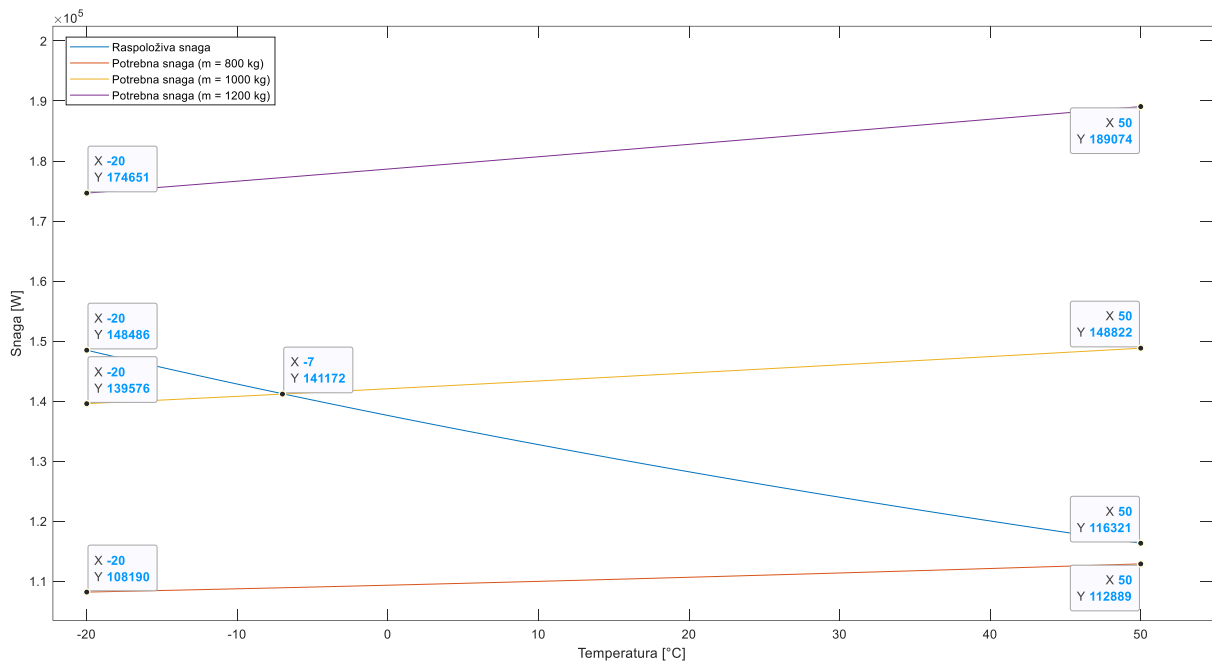
Grafikon 45. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 2500 m

Grafikon 46 prikazuje krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 3000 metara. Raspoloživa snaga se smanjuje zbog povećanja visine. Krivulje potrebne snage prikazane su za različite mase s početkom od 800 kilograma pa sve do 1200 kilograma te s korakom 200. Helikopter može lebdjeti u cijelom ili u određenom dijelu cijelog raspona promatranih temperatura za mase helikoptera do 1200 kilograma. Pri masi 1200 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 1000 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Za 1000 kilograma može lebdjeti do točke presijecanja u kojoj je temperatura +11 °C, a snaga 141 kW. Povećanje potrebne snage za temperaturu -20 °C, ide redom za 30 kW i za 33 kW. U točki +50 °C, povećanje ide redom za 34 kW i za 38 kW.



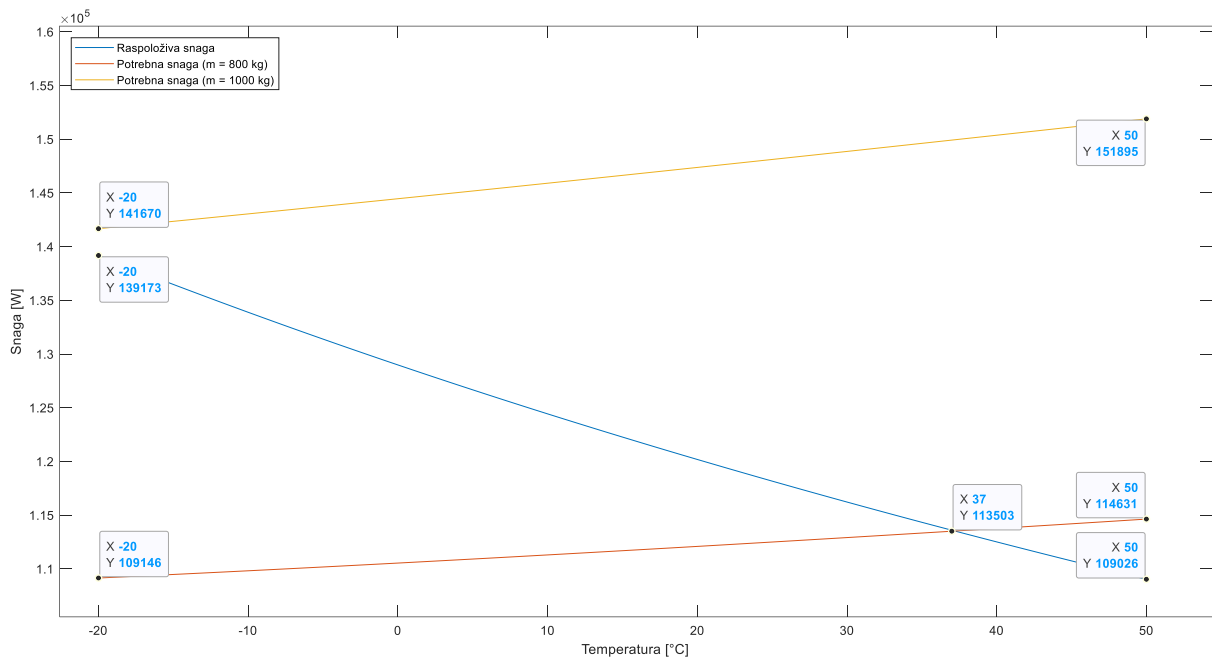
Grafikon 46. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 3000 m

Grafikon 47 prikazuje krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 3500 metara. Raspoloživa snaga se smanjuje zbog povećanja visine. Krivulje potrebne snage prikazane su za različite mase s početkom od 800 kilograma pa sve do 1200 kilograma te s korakom 200. Helikopter može lebdjeti u cijelom ili u određenom dijelu cijelog raspona promatranih temperatura za mase helikoptera do 1200 kilograma. Pri masi 1200 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 1000 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Za 1000 kilograma može lebdjeti do točke presijecanja u kojoj je temperatura $-7\text{ }^{\circ}\text{C}$, a snaga 141 kW. Povećanje potrebne snage za temperaturu $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, ide redom za 31 kW i za 35 kW. U točki $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, povećanje ide redom za 36 kW i za 40 kW.



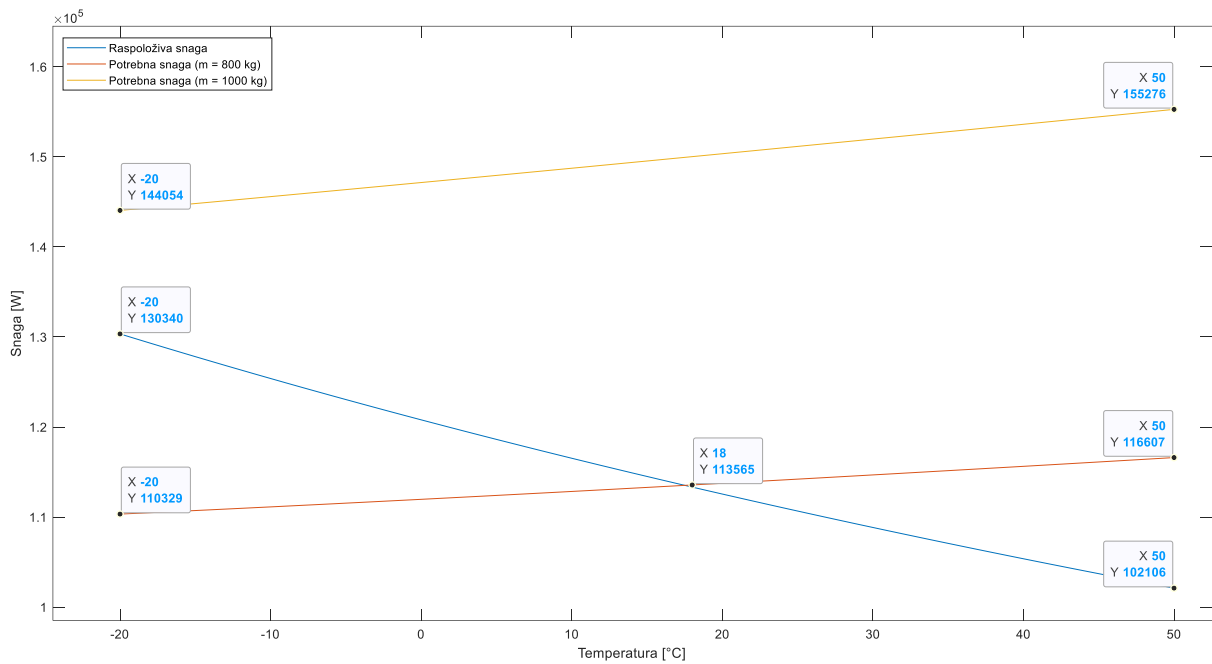
Grafikon 47. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 3500 m

Grafikon 48 prikazuje krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 4000 metara. Raspoloživa snaga se smanjuje zbog povećanja visine. Krivulje potrebne snage prikazane su mase od 800 kilograma i 1000 kilograma. Pri masi 1000 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 800 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Za 800 kilograma može lebdjeti do točke presijecanja u kojoj je temperatura $+37\text{ }^{\circ}\text{C}$, a snaga 113 kW. Povećanje potrebne snage za temperaturu $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ je 32 kW. U točki $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, povećanje je 43 kW.



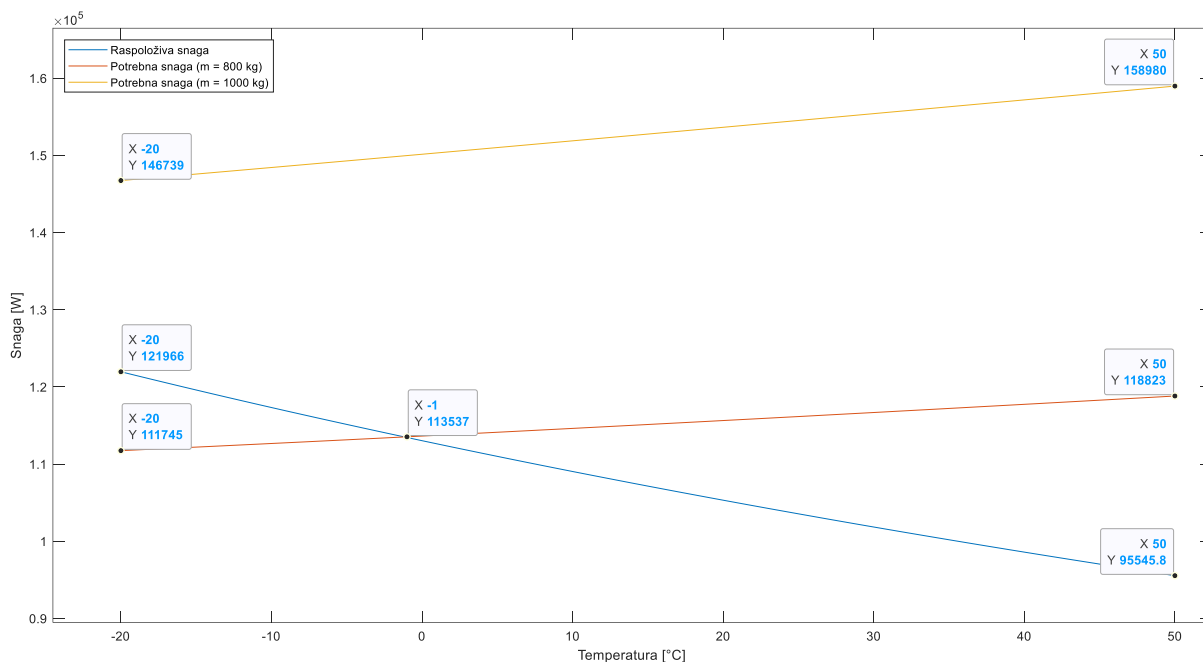
Grafikon 48. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 4000 m

Grafikon 49 prikazuje krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 4500 metara. Raspoloživa snaga se smanjuje zbog povećanja visine. Krivulje potrebne snage prikazane su mase od 800 kilograma i 1000 kilograma. Pri masi 1000 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 800 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Za 800 kilograma može lebdjeti do točke presijecanja u kojoj je temperatura +18 °C, a snaga 113 kW. Povećanje potrebne snage za temperaturu -20 °C je 34 kW. U točki +50 °C povećanje je 39 kW.



Grafikon 49. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 4500 m

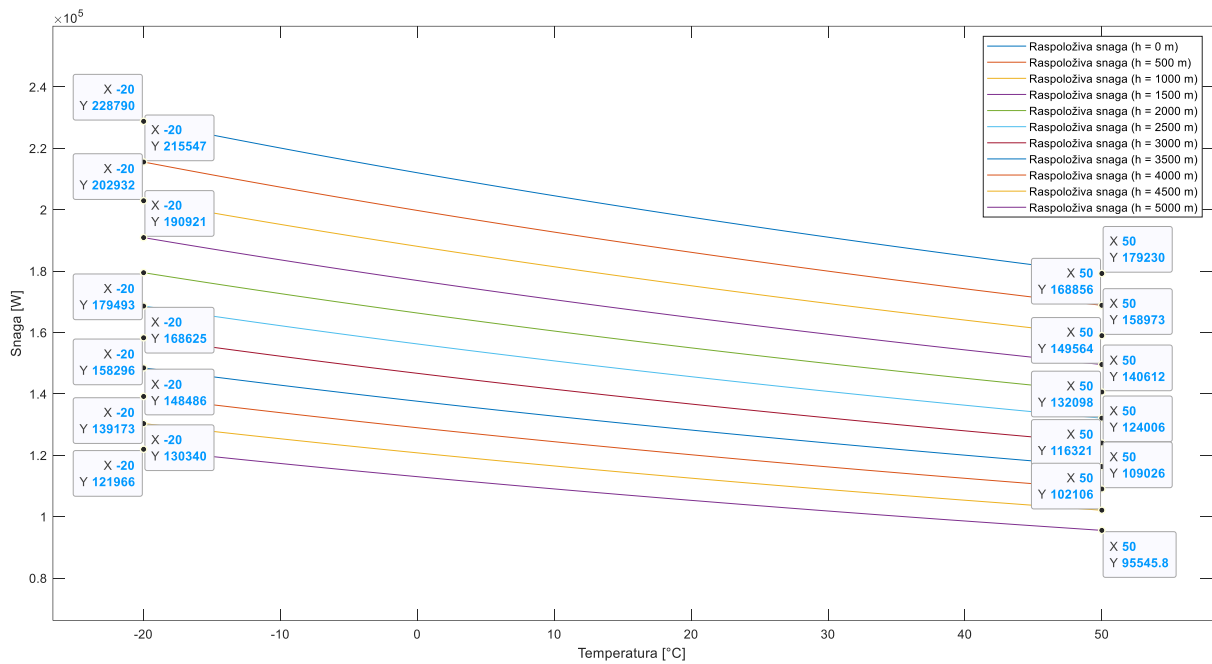
Grafikon 50 prikazuje krivulje potrebne snage u ovisnosti o masi helikoptera za visinu od 5000 metara. Raspoloživa snaga se smanjuje zbog povećanja visine. Krivulje potrebne snage prikazane su mase od 800 kilograma i 1000 kilograma. Pri masi 1000 kilograma, helikopter više uopće ne može lebdjeti. Za masu od 800 kilograma helikopter lebdi u dijelu raspona promatranih temperatura. Za 800 kilograma može lebdjeti do točke presijecanja u kojoj je temperatura -1 °C, a snaga 113 kW. Povećanje potrebne snage za temperaturu -20 °C je 35 kW. U točki +50 °C povećanje je 40 kW.



Grafikon 50. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 5000 m

5.2. Raspoloživa snaga u ovisnosti o visini

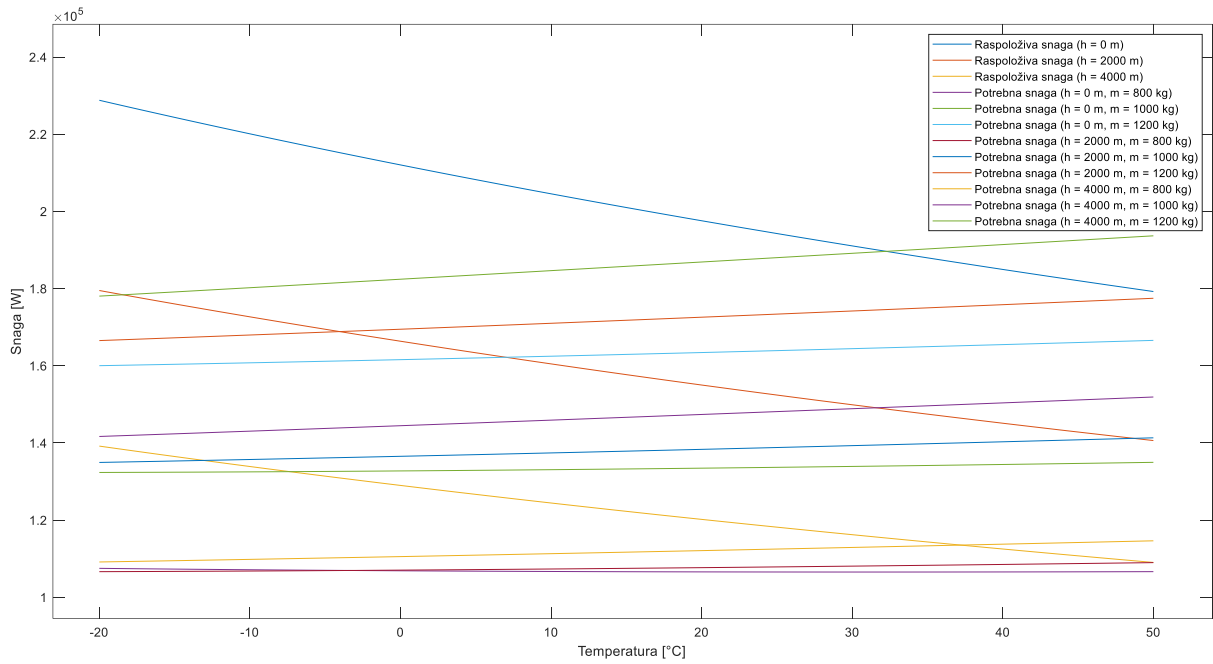
Raspoloživa snaga u ovisnosti o visini prikazana je na grafikonu 51. Prikazane su sve visine koje su se koristile u dosadašnjem radu počevši od visine na razini mora do 5000 metara visine s korakom od 500. Raspoloživa snaga porastom visine pada. Također se smanjuje porastom temperature. Konkretno razlike u vrijednostima za raspoloživu snagu za temperaturu od -20 °C su redom od najviše prema najnižoj, 13, 12, 12, 11, 11, 10, 10, 9, 9 i 8 kW. Za +50 °C te vrijednosti su redom od najviše prema najnižoj 10, 10, 9, 9, 9, 8, 8, 7, 7 i 7 kW. Može se zaključiti da iako se smanjuju, smanjuju se za sve manje i manje te se i na grafikonu vidi približavanje krivulja s porastom visine.



Grafikon 51. Odnos raspoložive snage i visine

5.3. Tri karakteristične visine i mase na istom grafikonu

Grafikon 52 predstavlja 3 karakteristične visine, a to su visine razine mora, zatim visina na 2000 m i 4000 m. One su izabrane kao karakteristične za prikaz da se obuhvati otprilike cijeli raspon, a da pri tom grafikon ne bude prenatrpan za iščitavanje. Tri različite odabrane mase za prikaz su 800, 1000 i 1200 kilograma. Legenda se nalazi u gornjem desnom kutu. Na ovom grafu može se uočiti veza između visine odnosno preciznije gustoće okolnog zraka i potrebne snage helikoptera. Kao što se vidi na grafikonu krivulje potrebne snage su grupirane po 3. Te grupirane krivulje predstavljaju krivulje potrebne snage za istu masu helikoptera. S obzirom na to da su u grupacijama mase jednake, a krivulje su svejedno vidno drugačije preostaje jedino utjecaj visine to jest gustoće okolnog zraka na vrijednosti krivulja. Stoga, može se zaključiti da se povećanjem visine odnosno smanjenjem gustoće zraka povećava ukupna potrebna snaga helikoptera.



Grafikon 52. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi s 3 karakteristične visine i mase

6. ZAKLJUČAK

Uvjet za lebdjenje helikoptera je da raspoloživa snaga helikoptera mora biti veća od potrebne te u trenutku kada to više ne vrijedi može se zaključiti da helikopter više ne može lebdjeti. Lebdjenje je osnovni režim leta helikoptera iz kojeg helikopter kasnije može ostvariti ostale režime letenja odnosno napredujući let i vertikalno penjanje. Dakle, mogućnost lebdjenja je izuzetno važna kada se govori o performansama leta helikoptera, a performanse helikoptera se mogu promatrati kroz njegovu raspoloživu i potrebnu snagu. Najbitniji zaključci ovog rada dani su u nastavku.

Parametri koji su se analizirali, a utječu na vrijednosti raspoložive i potrebne snage, su masa helikoptera, visina leta odnosno gustoća okolnog zraka i temperatura okolnog zraka. Njihov utjecaj može biti pozitivan ili negativan na navedene snage te time imaju pozitivan ili negativan utjecaj na sveukupne performanse helikoptera.

Masa helikoptera ima velik utjecaj na potrebnu snagu tako da povećanjem mase helikoptera ukupna potrebna snaga raste. Za visinu na razini mora s masom helikoptera od 800 kilograma ukupna potrebna snaga iznosila je 107 kW za promatranu točku na grafu s vrijednosti temperature od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Povećanje mase za 200 kilograma rezultiralo je s povećanjem ukupne potrebne snage na 132 kW što znači da se povećala u odnosu na masu od 800 kilograma za 23 %. Analogno tome svako sljedeće povećanje mase za 200 kilograma, s vrijednosti temperature od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, na visini razine mora rezultiralo je povećanjem ukupne potrebne snage za određeni iznos. Izraženo u postocima to povećanje ukupne potrebne snage u odnosu na prethodnu s obzirom na promjenu mase helikoptera krećući od 800 do 1800 kilograma je redom 23 %, zatim 21 %, pa 19 %, 17 % i na kraju 15 %. Isto to za točku $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ iznosilo je redom 26 %, 23 %, 21 %, 19 % i na kraju 17 %. Kada se gleda ukupno povećanje potrebne snage s one s početnom masom od 800 kilograma na onu potrebnu za masu helikoptera 1800 kilograma, pri vrijednosti temperature od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, to povećanje iznosi 140 %, a pri vrijednosti temperature od $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ iznosi 161 %. Dakle, za temperaturu od $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ potrebno je 140 % više ukupne potrebne snage za masu helikoptera od 1800 kilograma nego li je to bilo za masu helikoptera od 800 kilograma, a za temperaturu $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ potrebno je 160 % više ukupne potrebne snage. Zaključno, porast mase helikoptera negativno utječe na ukupnu potrebnu snagu jer se porastom mase i ona povećava što djeluje negativno na performanse helikoptera.

Uz to, porastom temperature je također potrebna veća ukupna potrebna snaga što onda negativno djeluje na performanse helikoptera. Porast ukupne potrebne snage u točki s

vrijednosti temperature +50 °C je za 3 % veći od porasta ukupne potrebne snage u točki s vrijednosti temperature od -20 °C.

Posljednje, na ukupnu potrebnu snagu helikoptera utječe visina odnosno gustoća okolnog zraka tako da se s povećanjem visine odnosno smanjenjem gustoće zraka povećava ukupna potrebna snaga helikoptera. Kao za masu i temperaturu, zaključno je da i povećanje visine negativno utječe na performanse helikoptera.

Raspoloživa snaga ne ovisi o masi helikoptera već samo o visini leta i temperaturi. Raspoloživa snaga na razini mora i vrijednosti temperature od -20 °C iznosila je 228 kW, a na visini od 500 metara za istu temperaturu iznosila je 215 kW. Smanjenje raspoložive snage s visinom u tom slučaju iznosi 5,7 %. Nadalje, za svaku sljedeću visinu, povećanu za 500 metara, događa se smanjenje raspoložive snage te redom od razine mora do visine od 5000 metara raspoloživa snaga u odnosu na onu prethodnu smanjivala se za sljedeći iznos: 5,7 %, 5,8 %, 5,9 %, 5,9 %, 6,0 %, 6,1 %, 6,2 %, 6,3 %, 6,3 % i 6,4 %. Tijekom iste analize provedene za temperaturu s vrijednosti od + 50 °C smanjenje je identično. Redom napisano smanjenje raspoložive snage u odnosu na onu prethodnu s povećanjem visine od 500 m krećući od razine mora do 5000 metara je 5,7 %, 5,8 %, 5,9 %, 5,9 %, 6,0 %, 6,1 %, 6,2 %, 6,3 %, 6,3 % i 6,4 %. Ukupno smanjenje raspoložive snage na visini od 5000 metara u odnosu na onu na razini mora iznosi 46 %. Zaključuje se da porastom visine raspoloživa snaga pada te negativno utječe na performanse helikoptera.

Raspoloživa snaga na razini mora i vrijednosti temperature od -20 °C iznosila je 228 kW, dok je na istoj razini s vrijednosti temperature od +50 °C iznosila 179 kW. Porastom temperature raspoloživa snaga se smanjuje. Nadalje, za temperaturu na +50 °C i visinu od 500 metara raspoloživa snaga iznosila je 168 kW. Međutim, za temperaturu -20 °C, na 2500 metara raspoloživa snaga iznosila je 168 kW. S obzirom na to da raspoloživa snaga opada s visinom, činjenica da helikopter ima jednaku raspoloživu snagu na visini od 500 metara i temperaturi od +50 °C kao i na visini od 2500 metara i temperaturi od -20 °C jasno daje zaključak. Temperatura izrazito negativno djeluje na raspoloživu snagu prilikom rasta odnosno performanse helikoptera su bolje na nižim, hladnijim temperaturama.

LITERATURA

- [1] F. J. Bailey. A simplified Theoretical Method of Determining the Characteristics of a Lifting Rotor in Forward Flight. 1941. [Preuzeto: listopad, 2023.]
- [2] Bell 206. Preuzeto s: https://en.wikipedia.org/wiki/Bell_206. [Preuzeto: listopad, 2023.]
- [3] Air Charter Croatia. Preuzeto s: <https://www.aircharter-croatia.com/>. [Preuzeto: listopad, 2023.]
- [4] Bell 206 B3 – 1996. Preuzeto s: <https://hoversales.co.za/product/bell-jetranger-206-b3-1996/>. [Preuzeto: listopad, 2023.]
- [5] WinAir. Preuzeto s: <https://winair.ca/>. [Preuzeto: listopad, 2023.]
- [6] Aero Corner. Preuzeto s: <https://aerocorner.com/>. [Preuzeto: listopad, 2023.]
- [7] Autorizirana predavanja Teorije leta helikoptera. [Preuzeto: listopad, 2023.]
- [8] Allison Model 250. Preuzeto s: https://en.wikipedia.org/wiki/Allison_Model_250. [Preuzeto: listopad, 2023.]
- [9] D. P. Gren. Tehnički opis helikoptera Bell 206B-III Jetranger. [Preuzeto: listopad, 2023.]

POPIS SLIKA

Slika 1. Odnos između potrebne snage za lebdenje i ukupne poletne mase helikoptera na različitim visinama [1]	4
Slika 2. Višak raspoložive snage helikoptera u odnosu na ukupnu poletnu masu helikoptera na različitim visinama [1]	5
Slika 3. Potrebna snaga za penjanje kao funkcija ukupne poletne mase na različitim visinama [1].....	6
Slika 4. Procjena potrebne snage nosivog rotora u napredujućem letu pri različitim ukupnim poletnim masama [1].....	7
Slika 5. Procjena potrebne snage nosivog rotora u napredujućem letu na različitim visinama [1]	8
Slika 6. Omjer uzgona naspram otpora za nosivi rotor i cijeli helikopter [1].....	9
Slika 7. Maksimalna brzina uzdizanja u odnosu na brzinu napredujućeg leta na različitim visinama [1]	10
Slika 8. Helikopter Bell206B-3 [4].....	11
Slika 9. Geometrija helikoptera Bell206B-3 [7]	12
Slika 10. Presjek motora Allison 250-C20J [9]	13

POPIS TABLICA

Tablica 1. Karakteristike reprezentativnog helikoptera [1].....	3
Tablica 2. Karakteristike helikoptera Bell206 Jet Ranger III [7].....	15

POPIS GRAFIKONA

Grafikon 1. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 800 kg.....	17
Grafikon 2. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1000 kg.....	18
Grafikon 3. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1200 kg.....	19
Grafikon 4. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1400 kg.....	20
Grafikon 5. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1600 kg.....	21
Grafikon 6. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini razine mora i masi helikoptera od 1800 kg.....	22
Grafikon 7. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 800 kg.....	23
Grafikon 8. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	24
Grafikon 9. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 1200 kg.....	25
Grafikon 10. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 1400 kg.....	26
Grafikon 11. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 500 m i masi helikoptera od 1600 kg.....	27
Grafikon 12. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 800 kg.....	28
Grafikon 13. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	29
Grafikon 14. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 1200 kg.....	30
Grafikon 15. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 1400 kg.....	31
Grafikon 16. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1000 m i masi helikoptera od 1600 kg.....	32

Grafikon 17. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1500 m i masi helikoptera od 800 kg.....	33
Grafikon 18. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1500 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	34
Grafikon 19. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1500 m i masi helikoptera od 1200 kg.....	35
Grafikon 20. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 1500 m i masi helikoptera od 1400 kg.....	36
Grafikon 21. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2000 m i masi helikoptera od 800 kg.....	37
Grafikon 22. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2000 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	38
Grafikon 23. . Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2000 m i masi helikoptera od 1200 kg.....	39
Grafikon 24. . Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2000 m i masi helikoptera od 1400 kg.....	40
Grafikon 25. . Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2500 m i masi helikoptera od 800 kg.....	41
Grafikon 26. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2500 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	42
Grafikon 27. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 2500 m i masi helikoptera od 1200 kg.....	43
Grafikon 28. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3000 m i masi helikoptera od 800 kg.....	44
Grafikon 29. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3000 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	45
Grafikon 30. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3000 m i masi helikoptera od 1200 kg.....	46
Grafikon 31. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3500 m i masi helikoptera od 800 kg.....	47
Grafikon 32. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3500 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	48
Grafikon 33. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 3500 m i masi helikoptera od 1200 kg.....	49

Grafikon 34. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 4000 m i masi helikoptera od 800 kg.....	50
Grafikon 35. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 4000 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	51
Grafikon 36. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 4500 m i masi helikoptera od 800 kg.....	52
Grafikon 37. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 4500 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	53
Grafikon 38. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 5000 m i masi helikoptera od 800 kg.....	54
Grafikon 39. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi na visini od 5000 m i masi helikoptera od 1000 kg.....	55
Grafikon 40. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na razini mora	57
Grafikon 41. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 500 m	58
Grafikon 42. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 1000 m	59
Grafikon 43. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 1500 m	60
Grafikon 44. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 2000 m	61
Grafikon 45. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 2500 m	62
Grafikon 46. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 3000 m	63
Grafikon 47. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 3500 m	64
Grafikon 48. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 4000 m	65
Grafikon 49. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 4500 m	66
Grafikon 50. Odnos potrebne snage i mase helikoptera na visini od 5000 m	67
Grafikon 51. Odnos raspoložive snage i visine	68
Grafikon 52. Odnos potrebne i raspoložive snage u ovisnosti o temperaturi s 3 karakteristične visine i mase.....	69

POPIS KRATICA

A	Površina diska nosivog rotora
Ab	Ukupna površina svih krakova rotora
c	Duljina tetive kraka helikoptera
c_{d_0}	Koeficijent otpora profila
c_{l_α}	Koeficijent uzgona profila
f	Parazitski otpor trupa helikoptera
N	Broj krakova helikoptera
P	Ukupna potrebna snaga
P_i	Profilna snaga
P_0	Inducirana snaga
r	Radijus nosivog rotora helikoptera
κ	Faktor inducirane snage nosivog rotora
σ	Koeficijent ispunjenosti helikoptera
ΩR	Brzina vrha lopatice
VIP	<i>Very important person</i> – Jako važna osoba

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je _____ diplomski rad
(vrsta rada)

isključivo rezultat mogega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom Proračun performansi leta helikoptera u uvjetima promjene mase i visine leta, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

U Zagrebu, 05.12.2023.

Student/ica:

Dora Silavica

(ime i prezime, potpis)