



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE

Fakulta strojní

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Aplikace Gurneyho klapky na lopatkách pomaloběžného ventilátoru

Diplomová práce

Autor: Bc. Lukáš Pešán

Vedoucí práce: Ing. Jakub Suchý

Prohlášení:

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně
a použil jsem pouze podklady uvedené v příloženém seznamu.

V Praze dne

.....

podpis

Poděkování

Rád bych poděkoval Ing. Jakobovi Suchému za odborné vedení, cenné rady, věcné připomínky a velkou vstřícnost při konzultacích a vypracování diplomové práce.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Pešán** Jméno: **Lukáš** Osobní číslo: **411103**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**
Studijní program: **Strojní inženýrství**
Studijní obor: **Aplikovaná mechanika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Rekonstrukce aerodynamických vah

Název diplomové práce anglicky:

Reconstruction of an Aerodynamic Balance

Pokyny pro vypracování:

1. Proveďte analýzu možných příčin problémů vznikajících při měření aerodynamickými vahami v novém aerodynamickém tunelu Ú12112.
 2. Navrhněte úpravy, které tyto nedostatky odstraní.
 3. Navržené úpravy realizujte.
 4. Ověřte funkčnost vah proměněním aerodynamických charakteristik profilu NACA 0012 a získané hodnoty porovnejte s dostupnými daty.
- Rozsah práce: cca 50 stran plus přílohy.

Seznam doporučené literatury:

Die doporučení vedoucího DP.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jakub Suchý, ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2018**

Termín odevzdání diplomové práce: **10.08.2018**

Platnost zadání diplomové práce: **29.04.2019**

Ing. Jakub Suchý
podpis vedoucí(ho) práce

prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací.
Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

30.4.2018

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Abstrakt

Práce se zabývá vytvořením náhledu do problematiky vlivu Gurneyho klapky na parametry leteckých profilů, teoretické predikce těchto vlivů a jejich aplikace na profil v režimu axiálního ventilátoru. Tyto předpoklady jsou zkonfrontovány s experimentálním a simulačním ověřením. Závěrem je utvořen idealizovaný profil Gurneyho klapky pro axiální ventilátor a rozebrán jeho přínos.

Klíčová slova

Gurneyho klapka, vztlaková čára, axiální ventilátor

Abstract

This thesis deals with insight into Gurney flap issues regarding lift changes, its prediction and application to airfoils in an axial fan set up. These assumptions are compared with wind tunnel test and computer simulation. At the end the idealized profile of Gurney flap for axial fan is proposed.

Keywords

Gurney flap, lift curve, axial fan

Obsah

1	Úvod	1
2	Ventilátory.....	3
2.1	Radiální ventilátory.....	3
2.2	Axiální ventilátory.....	3
2.2.1	Vrtulový	3
2.2.2	Bubnový.....	4
2.2.3	Žaluziový.....	4
2.3	Problematika proudění.....	5
2.3.1	Stall	5
2.3.2	Snižování hluku.....	5
2.4	Rychlostní poměry ve ventilátorech.....	6
2.5	Reynoldsovo číslo u axiálních ventilátorů	8
3	Konstrukce Gurneyho klapky.....	10
4	Vliv G.K.....	12
4.1	Odporový koeficient (C_d)	12
4.2	Vztlakový koeficient (C_l)	13
4.3	Momentový koeficient (C_m).....	14
4.4	Epsilon	14
4.5	Vliv Re na profil s G.K.....	15
4.6	G.K a ventilátory	16
5	Výpočet vztlakové čáry	18
5.1	Teoretická predikce	18
5.2	Ověření predikce z naměřených dat	20
5.2.1	Pro naměřený profil.....	20
5.2.2	Pro cizí profil.....	22
5.3	Sestavení vlastních dat	24
5.3.1	Ověření z vlastní simulace	26
5.3.2	Velikost C_l	31
6	Experiment	32
6.1	Měřicí aparatura.....	32
6.1.1	Problematika vah.....	33
6.1.2	Vyvození závěru k vahám	36
6.2	Model	37
6.3	Měření	41

6.3.1	Výsledky.....	41
7	Analytický výpočtový model.....	44
8	Závěr.....	49
9	Bibliografie.....	50

Použité značky veličin a zkratek

G.K.	Gurneyho klapka
ρ	hustota [kg/m ³]
p	tlak [Pa]
c	rychlost [m/s]
α	úhel náběhu [°]
$\alpha_{zl_{\frac{h}{c}=0}}$	úhel náběhu pro nulový vztlak [°]
β	úhel rychlostí [°]
γ	úhel nastavení [°]
S	volná plocha [m ²]
S_p	plocha řezu [m ²]
r_n	vnitřní poloměr [m]
R	vnější poloměr [m]
u	tečná rychlost rotace [m/s]
v	axiální rychlost [m/s]
v_v	relativní rychlost [m/s]
Q_v	obj. průtok [m ³ /s]
n	otáčky [min ⁻¹]
Re	Reynoldsovo číslo
ν	kinematická viskozita [m ² /s]
C_l	vztlakový koeficient []
$C_{l\alpha_{\frac{h}{c}=0}}$	směrnice vztlakové čáry bez G.K. []
$C_{l\alpha_{\frac{h}{c}=0}^{REF}}$	ditto z referenčního profilu []
C_d	odporový koeficient []

K	vztlakový koeficient predikce []
h	výška G.K. [m]
c	délka tětiny profilu [m]
A_0	druhý koeficient lineárního vyjádření K []
A_1	druhý koeficient lineárního vyjádření K []
A_{0eff}	A_0 upravený referenční hodnotou []
u_i	okamžitá rychlost [m/s]
\bar{u}_i	průměrná rychlost [m/s]
u'_i	flukuační složka rychlosti [m/s]
μ	dynamická viskozita [Pa.s]
$-\rho \overline{u'_i u'_j}$	Reynoldsovo napětí [Pa]
S_i	objemová síla [N]
F_d	odporová síla [N]
F_l	vztlaková síla [N]
M_u	utahovací moment [N.m]
M_p	povolovací moment [N.m]
Q_o	osová síla ve šroubu [N]
F_p	povolovací síla [N]
d_2	průměr závitu [m]
C_m	koeficient klopného momentu []

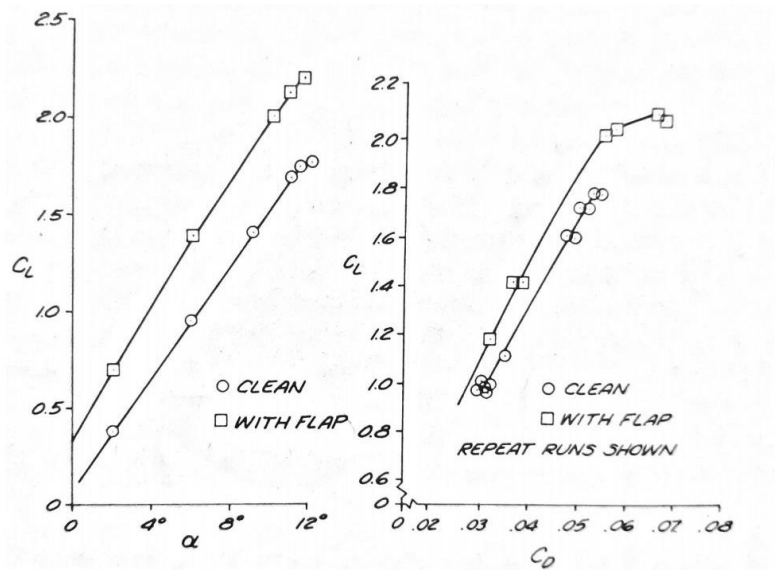
1 Úvod

V době, kdy každým okamžikem stoupá množství energetické spotřeby (v roce 2017, 2.3% ročně [1]) a úměrně jí nepřibývají její zdroje či efektivita výroby, se jeví jako jasné východisko snaha o zlepšení jejího využívání, tedy zefektivnění spotřeby a zlepšení chodu strojů, které dané zdroje využívají. Jedním z nadějných prvků, který mohl přispět ke zlepšení výkonových charakteristik a efektivity, a tak i k šetřnější spotřebě cenné energie, je Gurneyho klapka.

Konstrukčně se jedná se o malou plošku, která je umístěna kolmo na povrch křídla v blízkosti odtokové hrany. Zařízení slouží ke zvýšení vztlaku, vztlakové účinnosti nebo obojího. Na rozdíl od komplexních klapkových systémů, kde do hry vstupují proudění v mezní vrstvě, úplav z hlavního křídla, proudění v samotné klapce aj., je Gurneyho klapka jednoduchou úpravou, a proto se také stává čím dál častěji cílem bádání, ve snaze důkladně zmapovat vliv na proudění a benefity, které přináší.

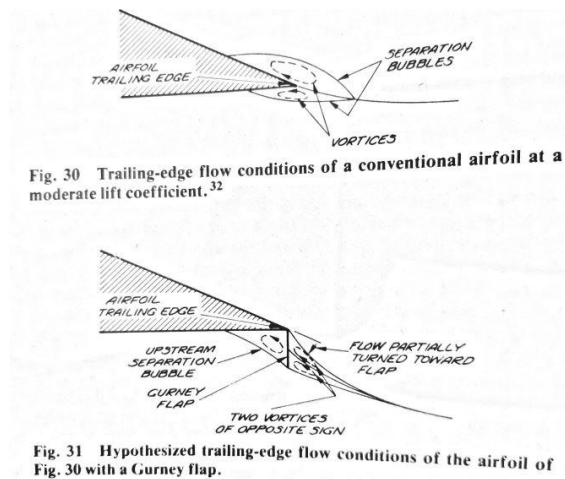
Za objevem Gurneyho klapky stojí Dan Gurney, konstruktér a bývalý automobilový závodník, který z nouze při jednom z rychlostních testů navrhl přidat kolmo na zadní křídlo kus plechu. „Necessity being the mother of invention“ K překvapení pilota přidaný spojler nejenom že zlepšil trakci, ale přítlak byl dokonce tak velký, že auto se stalo silně nedotáčivé. Bylo tedy třeba klapku upravit. Po pár změnách byla metodou pokus omyl nalezena optimální hodnota a Gurney mohl slavit, jeho speciál dosahoval výborných časů. [2] Empiricky bylo zjištěno, že ideální rozměry G.K. se pro profil křídla pohybují v nanejvýš jednotkách procent tětivy profilu. Po dlouhou dobu nebyl jasný princip fungování G.K. Gurney sám se snažil tento vynález tajit, a proto často vysvětloval, že plech na konci křídla slouží pouze k pohodlnější manipulaci při tlačení vozu. Ostatní týmy však brzy vytušili potenciál a výhodu kterou Gurneyho tým požívá a začali tuto úpravu sami aplikovat. Neznalost principu však vedla často k mylné představě o fungování tohoto vynálezu a byl tedy často používána nesprávný způsobem, například na opačné hraně, čímž sloužil kontraproduktivně.

První, kdo přišel s fyzikálním vysvětlením byl R.H. Liebeck [3], blízký spolupracovník Gurneyho, který provedl měření v aerodynamickém tunelu na Newmanově profilu s připevněnou klapkou. Na Grafu 1 je vidět jeho měření upraveného a čistého profilu.



Graf 1 Liebeckova měření [3]

Z měření vycházelo, že G.K. zvyšuje vztlak, ale také snižuje odpor. Zdánlivě ideální úprava. Ovšem vše není tak růžové, jak se z jeho měření mohlo zdát. Liebeck vyslovil hypotézu vysvětlující situaci, která se odehrává v proudění v blízkosti odtokové hrany při instalované G.K. (Obr.1)



Obr. 1 - Liebeck hypotéza [3]

Podle něj je první změnou, která se odehrává v proudovém poli, odtržení proudu na tlakové straně profilu před překážkou, kde dochází k zformování víru. Druhá je zformování dvou protiběžných vírů za odtokovou hranou, které má za následek přesměrování odtékající tekutiny směrem dolů, snížení nepříznivého gradientu tlaku na vrchní straně, a tedy i opoždění odtržení proudu od profilu. Takto vyvolané proudové pole působí dojmem, že profil má větší průhyb.

V principu se vznikem tlakového rozdílu na odtokové hraně se jedná o porušení Kuttovy podmínky, které zvyšuje cirkulaci okolo profilu. To má za následek zvýšení vztlaku, dopředného momentu, ale také odporu.

2 Ventilátory

Definice ventilátoru se dá shrnout jako zařízení, které přeměňuje elektrickou energii na aerodynamickou. V situaci před a za ventilátorem platí zákon zachování kinematické energie, který můžeme vyjádřit v podobě Bernoulliho rovnice. Při zanedbání členu potenciální energie a za předpokladu, že hustota se vzhledem k malému rozdílu tlaků nemění (1).

$$\frac{p_1}{\rho} + \frac{c_1^2}{2} = \frac{p_2}{\rho} + \frac{c_2^2}{2} \quad (1)$$

Ventilátory se dají roztrždit na základě různých kritérií. Dle dopravního tlaku, počtu stupňů, výkonu či směru průtoku. Z hlediska posledního se nejčastěji v praxi setkáváme se dvěma typy, radiálními a axiálními ventilátory.

2.1 Radiální ventilátory

Radiální ventilátory nasávají vzduch v axiálním směru, ten je pomocí oběžného kola urychlován ve směru kolmém na osu (radiálním) do spirální skříně, kde je usměrněn a zároveň díky jejímu tvaru, který slouží jako difuzor, dochází k přeměně části nabrané kinetické energie na energii tlakovou. Radiální ventilátory jsou schopny vyprodukovat vyšší dopravní tlak, avšak při menším průtočném objemu oproti ventilátorům axiálním. Jejich využití je hlavně v místech, kde je potřeba vyššího tlaku, jako jsou klimatizace, různé druhy fukarů či pouze pokud je potřeba překonat náročnější vzduchovodnou cestu. Další výhodou je uzavřenost systému, proto se užívá ve filtračních systémech. [4]

2.2 Axiální ventilátory

Axiální ventilátory fungují ve směru rovnoběžném s osou otáčení pohonu. Okolo této osy se otáčí rotor s lopatkami, který vytváří tlakový rozdíl a také předává kinetickou energii procházejícímu vzduchu. Plášť je součástí statoru a udává ventilátoru mnohé z jeho charakteristik a také směr využití.

2.2.1 Vrtulový

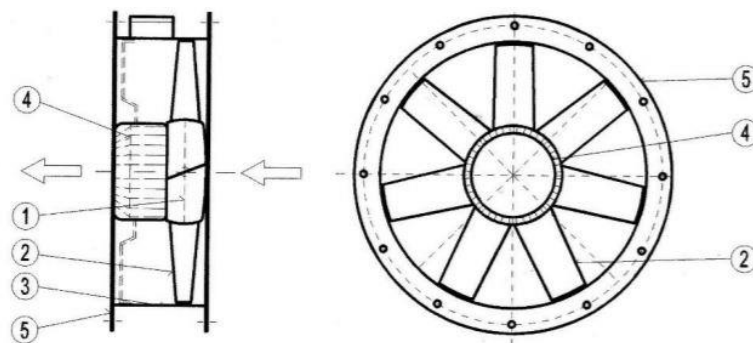
Nejjednodušší typy jsou uloženy v jednoduchém pouzdru a listy jsou podobné vrtuli. Tento druh není příliš efektivní, ale je schopen dopravit značné množství vzduchu, proto se často používají ve větracích systémech nebo k chlazení elektro komponent, či například automobilových motorů.

2.2.2 Bubnový

Dalším typem je trubkový ventilátor, který má více listů a pro zvýšení účinnosti je uzavřen v bubnu. Používá se ve HVAC aplikacích, odkouření výfukových spalin, sušících pecí aj. kde není kladen velký nárok na rozložení proudového pole vytékajícího proudu.

2.2.3 Žaluziový

Posledním typem je ventilátor s přidávanými žaluziemi na odtokové straně sloužící k eliminaci rotační složky proudícího vzduchu pro použití např. v aerodynamických tunelech. [5] Řeší problém vířícího proudění, ve kterém se ztrácí kinetická energie. Obecně však u jakéhokoliv typu ventilátoru mohou být přidány tzv. statorové lopatky – které potřebným způsobem „ohýbají“ proudění.



Obr. 2 - Axiální ventilátor [6]

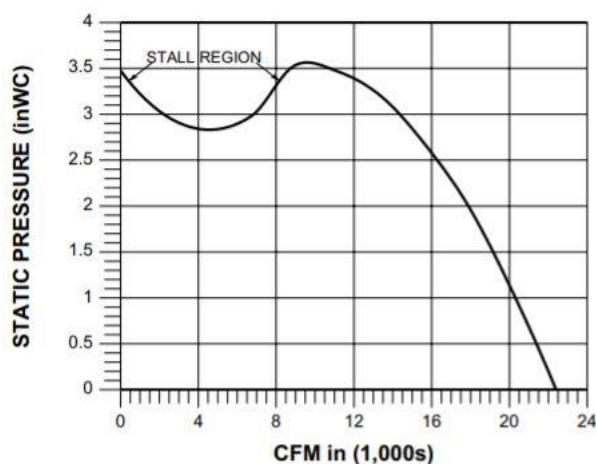
Výhodou axiálního ventilátoru je snadné použití, menší výkonová náročnost a snazší výroba. Nevýhodou je již zmíněná cirkulující složka vycházejícího vzduchu a také nutnost vypořádat se s různou relativní rychlostí na lopatce, která se směrem od osy otáčení mění. Pro větší účinnost bývají proto lopatky různě profilované a zkroucené v radiálním směru. Některé větší ventilátory mají i nastavitelné lopatky, čímž se rozšiřuje rozsah parametrů jejich použití, to ovšem s sebou nese přidání dalšího mechanismu a tím i zvýšení ceny, hmotnosti, náročnosti výroby a údržby.

2.3 Problematika proudění

V ideálním případě je proudění produkované ventilátory ustálené a kontinuální při neměnném dopravním tlaku. Realita je však jiná a proudění je často pro každý bod rozdílné, a to jak v místě, tak v čase. Pokud je vhodně zvolený ventilátor, tyto změny obvykle nepřekračují 10 %, nicméně pokud se ventilátor vyskytne v podmínkách, pro které nebyl určen, případně k takovým podmínkám dojde působením vnějších vlivů, můžou změny v proudění a tlaku přivodit množství problémů. Těmi jsou např. dramatický nárůst hluku, vibrací, poškození ventilátoru nebo vzduchovodných částí. Jedním z nejčastějších viníků je dosažení kritického úhlu náběhu (stall).

2.3.1 Stall

Profil, který se pohybuje vzduchem, či je jím obtékán, působí na jeho částice, které mají tendenci kopírovat profil a jeho vinou tedy dochází k odchylování a změně směru proudu vzduchu. Právě tato změna směru má za následek generování tlaku. Zvyšováním úhlu náběhu dochází k zvyšování množství vzduchu, který je odchýlen a zároveň i tlak, který je generován. Pokud je úhel náběhu nadále zvyšován, v určitém okamžiku dojde k situaci, kdy už proud vzduchu nemůže kopírovat profil a dojde k jeho odtržení. V tomto okamžiku se přestane zvyšovat tlak, a naopak dojde k jeho prudkému propadu. U ventilátoru k této situaci dochází, pokud je průtok vzduchu příliš nízký. Ventilátor, který běží v blízkosti nebo přímo v tomto režimu bude kromě zvýšeného hluku a časově nestálého proudění, potenciálně ohrožen mechanickým poškozením, způsobeným proměnnými aerodynamickými silami působící v tomto režimu. [7]



Graf 2 - Tlak-průtoková charakteristika ventilátoru se zvýrazněnou oblastí propadu [7]

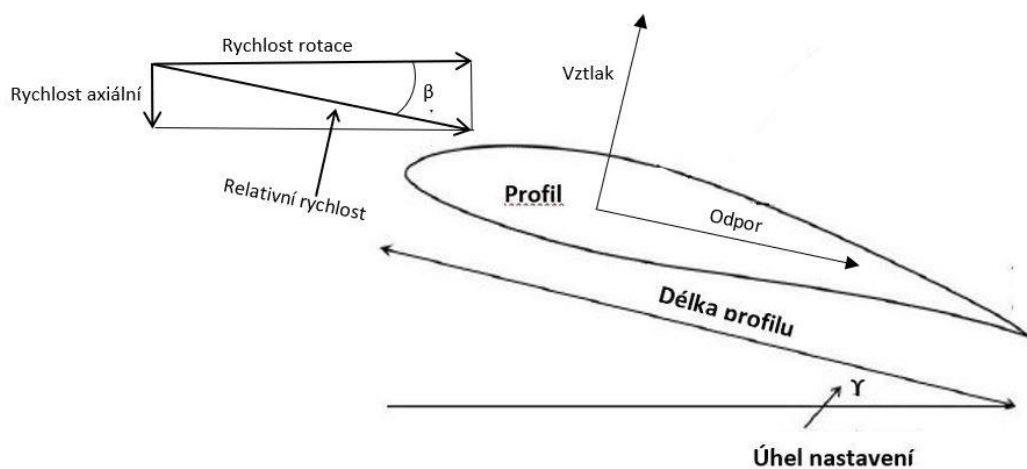
2.3.2 Snižování hluku

Redukce hluku produkovaného ventilátorem je jednou z největších výzev z hlediska konstrukce ventilátorů. Obzvláště s ohledem na jejich časté použití v blízkosti osob. Je dokázáno, že trvalé vystavení hluku způsobuje hypertenzi a zvyšuje pravděpodobnost výskytu jí přidružených nemocech, nemluvě o možném poškození sluchu, které může vzniknout při trvalém vystavení hluku již od hladin okolo 70 dB, což je běžná úroveň hluku podél

hlavních silnic. [8] Dle [9] je velikost hluku funkcí rychlosti konce lopatky ventilátoru a mění se přibližně s 5,6 mocninou. Z toho důvodu má zmenšení otáček ventilátoru za následek jeho podstatné snížení. Problémem ovšem je, že se snížením otáček zároveň klesá s druhou mocninou i dopravní tlak. Pro zachování stejných výkonových parametrů ventilátoru musíme zvýšit hustotu lopatkové mříže (poměr součtu šířek konců lopatek ku obvodu ventilátoru). To dosáhneme přidáním více lopatek nebo použitím lopatek s větší délkou tělivity. Tím ovšem zase zvyšujeme aerodynamický odpor, hmotnost rotoru a s tím navazující horší účinnost.

2.4 Rychlostní poměry ve ventilátorech

U axiálních ventilátorů probíhá proudění ve směru kolmém na rotaci; lopatky jsou uloženy v náboji, kde se otáčí kolem poháněné osy. Z toho vyplývá, že rychlostní situace se v radiálním směru od středu ke koncům lopatek mění. Ve směru rotace (tangenciálním) působí na řez profilem složka rychlosti úměrná otáčkám ventilátoru a vzdálenosti daného profilu od středu rotace. Ve směru axiálním působí proudění vyvolané ventilátorem.



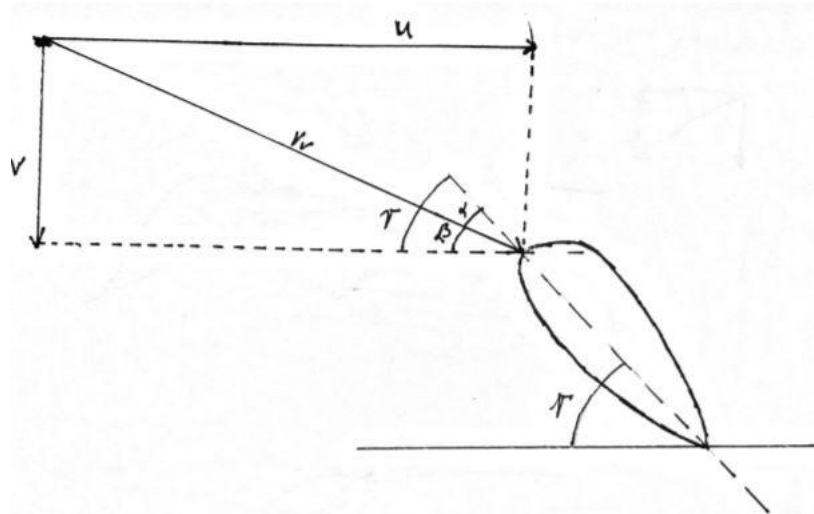
Obr. 3 - Proudění okolo profilu

Na Obr. 3 je vidět schématické znázornění řezu profilu. Níže na Obr. 4 je znázorněno rychlostní rozložení na profilu ventilátoru. Úhel mezi rychlostmi společně s úhlem nastavení určují úhel náběhu α.

$$\alpha = \gamma - \beta \quad (2)$$

Se zvyšující rychlostí proudění skrz ventilátor se zvyšuje úhel rychlostí β a tím klesá i úhel náběhu α na profilu. Pokud se průtok ventilátorem a s ním i axiální rychlost snižuje, úhel náběhu stoupá a hrozí odtržení popsané v předešlé kapitole. S ohledem rotační podstatu pohybu platí, že čím blíže ose rotace tím nižší tečná rotační

rychlost u a proud vzduchu tedy přichází pod strmějším úhlem. Aby bylo dosaženo optimálního úhlu náběhu po celé délce lopatky bývají lopatky zkrouceny. S největším úhlem náběhu u náboje, který se postupně směrem ke konci lopatek snižuje.



Obr. 4 - Rychlosti na profilu ventilátoru

u tečná rychlost rotace

v rychlost proudění

v_v výsledná rychlost

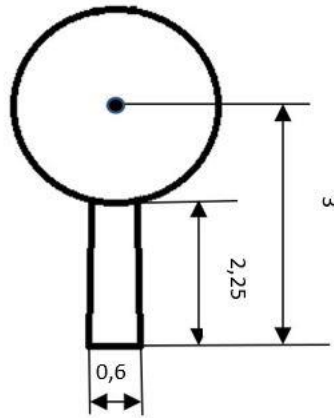
α úhel náběhu

β úhel rychlostí

γ úhel nastavení

2.5 Reynoldsovo číslo u axiálních ventilátorů

Příkladem hodnot Reynoldsova čísla, se kterými ventilátor pracuje, můžeme demonstrovat na pracovním ventilátoru s rozměry 3 m vnějšího poloměru, 0.75 m poloměru náboje s délkou tětiny profilu 0.6 m, kterým při běžném režimu o 160 ot/min proudí axiálně vzduch o rychlosti 10 m/s. Jednoduchým výpočtem stanovíme Reynoldsova čísla, ve kterých daný ventilátor pracuje.



Obr. 5 – Schématické znázornění rozměrů domácího ventilátoru

Plocha, kterou vzduch proudí je:

$$S = \pi R^2 - \pi r_n^2 \quad (3)$$

Pokud budeme počítat, že proudění je v celém průřezu stejné, potom axiální rychlost je rovna:

$$v = \frac{Q_v}{S} \quad (4)$$

Ze znalosti otáček vypočteme tečnou rychlost na nejmenším a největším průměru.

$$u = \frac{n * 2\pi * r}{60} \quad (5)$$

Z těchto hodnot dopočteme výslednou rychlost v_v a jí příslušný úhel β . Z v_v spočítáme Reynoldsovo číslo.

$$Re = \frac{v_v * c}{\nu} \quad (6)$$

Zde je tabulka s výslednými hodnotami. Jak je vidět Reynoldsovo číslo se pohybuje v řádu 10^4 .

V	10 m/s
u_1	12,57m/s
u_2	50,27 m/s
Re1	530,865
Re2	2,123,038

Tabulka 1 - Hodnoty pro domácí ventilátor

3 Konstrukce Gurneyho klapky

Vzhledem k jednoduché povaze tohoto aparátu bývá G.K. většinou dodatečně montovaná na již existující profil. V případě závodních aut v podobě ohnutého plechu, který je šroubován do blízkosti odtokové hrany. V případě monopostů formule 1 jsou klapky většinou součástí profilu, případně lepené či jiným nerozebíratelným spojem připevněné na konce křídel.



Obr. 6 - G.K. na okruhovém speciálu [10]

U helikoptér, je G.K. často používána na vodorovných stabilizátorech (např. Bell JetRanger nebo Sikorsky S-76B), kde zvyšují vztlak pro široký rozsah úhlů náběhu, ve kterých se tento prvek provozován. Na svislých stabilizátorech slouží G.K. k eliminaci problému tlustých profilů s velkým sklonem odtokové hrany, které mohou pro malé úhly náběhu vykazovat vztlakovou inverzi, čímž se ze stabilizačních prvků stávají prvky destabilizační. Tento problém řeší použití G.K. na obou stranách profilu, čímž dochází k stabilizaci mezní vrstvy (např. Eurocopter AS-355 TwinStar). [11] V posledních letech také probíhají pokusy o implementaci na rotorové listy. [12]



Obr. 7 - Ocas helikoptéry s G.K. [11]

V civilnějším použití stojí za zmínku automobily jako je Ford Mustang GT 350, který nese tento prvek na zadním přítlačném křídle nebo Aston Martin DB11 (Obr. 8), který ve vysokých rychlostech vysouvá malou klapku ke zvýšení přtlaku.



Obr. 8 - Řez Aston Martin Aeroblade [13]

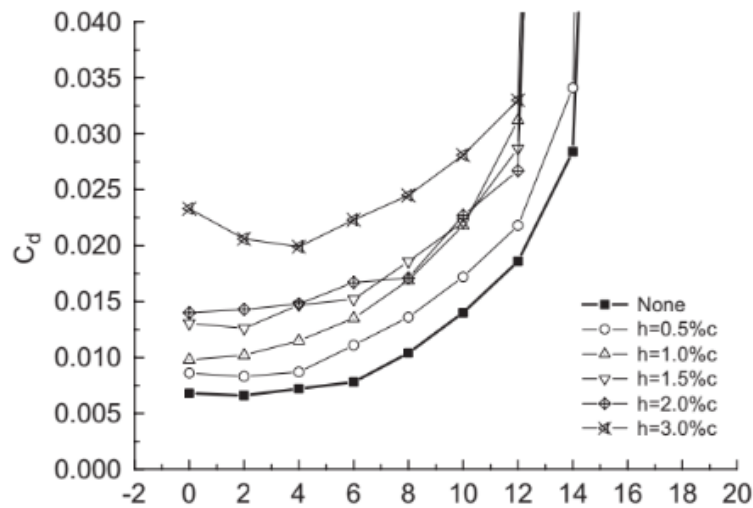
Ovladatelné G.K. poskytují možnost přizpůsobení její velikosti aktuální podmínkám. Díky malým rozměrům a silám, které jsou nutné pro ovládání G.K. jsou tyto ovládací mechanismy snadno implementovatelné do existujících profilů. V nynější situaci tyto metody nejsou ještě plně zavedeny do praxe a většinou se používá řešení zapnuto/vypnuto. Jako ovládací prvek se výborně hodí piezo-elektrické [14], nebo elektromagnetické ovládání [15]. T. Jukes et al [16] zkoušel namísto klasické pevné klapky, použít plasmový aktuátor. Ten pomocí velkého rozdílu potenciálů mezi dvěma elektrodami indukuje proud iontů, které se srážejí s molekulami vzduchu a jsou schopny ovlivnit a modifikovat mezní vrstvu a místo jejího odtržení. [17]

Další konstrukční úpravou je drážkování G.K. Drážky přispívají ke snížení odporu, a i přes nižší přtlak je pořád klouzavost vyšší než s klasickou G.K. Namísto drážek lze použít otvory, které tolik nenarušují tuhost. Jejich příspěvek ke klouzavosti je podobný jako v případě drážek. [18] Někdy se používají i jiné tvary, jako pilovité klapky, které jsou k vidění na menších hranách předních křidel některých monopostů F1.

4 Vliv G.K.

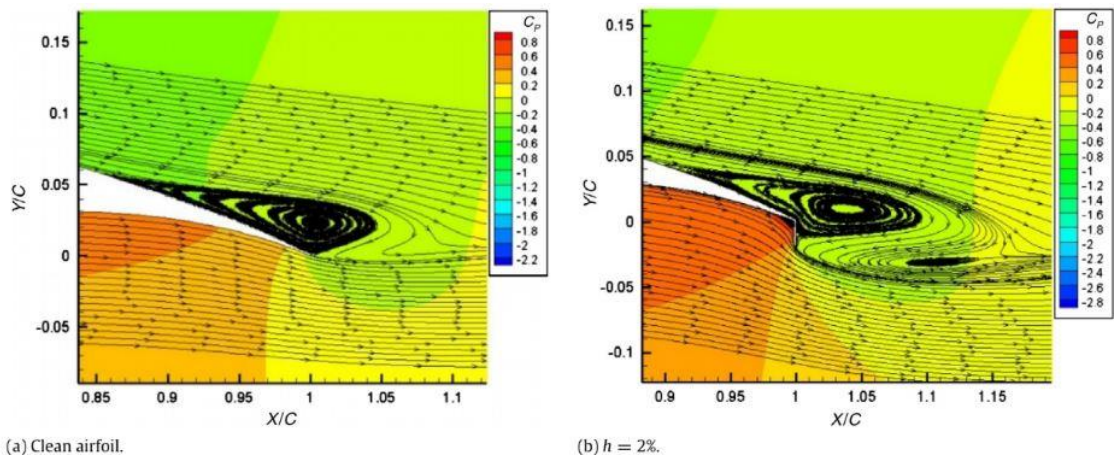
4.1 Odporový koeficient (C_d)

Liebeckova domněnka snížení odporu je v konfliktu s množstvím provedených měření [19], [20] a také simulacemi [21] [22] [23]. Ani u jedné z nich nebylo snížení odporu sledováno. U G.K. velikostně přibližně do 1,25 % tětivy můžeme považovat nárůst odporu za zanedbatelný [24], ale nesnižující se. Naopak, jak je patrné z Grafu 3 přidáním větších G.K. dochází ke zvýšení odporu, které se nejvíce projevuje nad 2 % tětivy. Pro 2 % G.K. bylo měřeno zvýšení odporu o 41% [24], při 5% G.K. byl odpor dokonce dvojnásobný oproti čistému profilu [23]



Graf 3 - $C_d \times \alpha$ [20]

Důvodem zvýšení C_d je tlakové rozložení v zadní části profilu. Na Obr. 9 je patrné, že na náběžnou stranu G.K. působí výrazně vyšší tlak ve srovnání s čistým profilem. To má za následek zvýšení tlakového odporu profilu. Ten je jednou ze dvou složek odporu, kterou v těchto případech vyšetřujeme.



Obr. 9 - Proudění kolem odtokové hrany simulace [24]

Druhou složkou odporu je třecí odpor a není bez zajímavosti, že ten vykazuje u profilů s G.K. pro určité úhly náběhu nižší hodnoty než u čistého profilu. Důvodem je dle [24] odtržení spodního proudu, díky kterému je přerušen kontakt s povrchem, a tedy i další růst třecího odporu. Toto snížení dokáže kompenzovat i vyšší tření na vrchní straně profilu, kde je naopak proud v delším kontaktu s povrchem. Tření je tedy v součtu nižší (Tabulka 2)

	<i>h</i>		
	0%	1.0%	2.0%
(a) $\alpha = 0^\circ$			
C_D	0.01598	0.01890	0.02246
C_f	0.00943	0.00948	0.00946
C_{DP}	0.00655	0.00942	0.01300
(b) $\alpha = 3^\circ$			
C_D	0.01894	0.02274	0.02683
C_f	0.00949	0.00947	0.00940
C_{DP}	0.00945	0.01327	0.01743
(c) $\alpha = 8^\circ$			
C_D	0.03081	0.03777	0.04336
C_f	0.00903	0.00877	0.00866
C_{DP}	0.02178	0.02900	0.03470

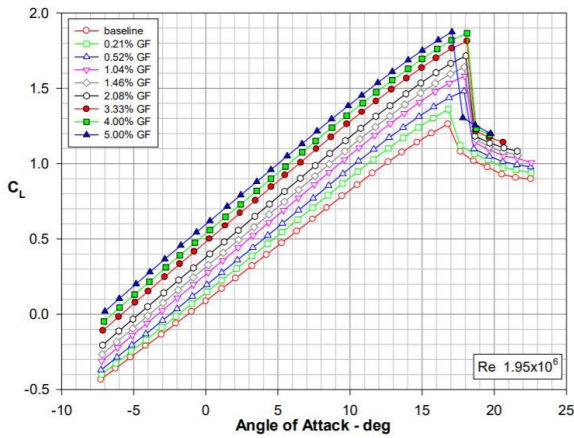
Tabulka 2 - C_d pro různé alfa a G.K. [24]

Jednoduchým univerzálním pravidlem pro udržení odporu v přijatelných mezích je nepřekračovat výškou G.K. tloušťku mezní vrstvy.

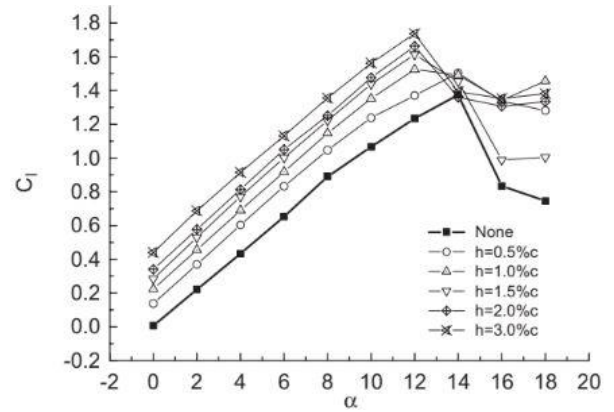
4.2 Vztakový koeficient (C_l)

Hodnota zvýšení vztakové koeficientu je druhým a možná i důležitějším prvkem při studiu G.K. Bohužel doposud nebyla provedena ucelená měření pro různé profily při různých konfiguracích G.K., pro různá Re , v rozsahu běžných úhlů náběhu, které by bylo možné tabelovat, případně stanovit jasné a přesné závislosti. Nicméně, z dostupných materiálů se dá zcela jistě usuzovat, že C_l při použití G.K. stoupá, a to s její velikostí. Nejedná se však o lineární závislost. S velikostí G.K. klesá rychlost přírůstku C_l . Z teorie [25], potvrzenou mnohými měřeními, se jedná o odmocninou závislost.

Pokud se nejedná o aplikaci, kde je primárně kladen důraz na vysoký vztlak, tak je na místě, v kontrastu s výrazně rostoucím C_d při použití G.K., zaměřit se spíše na porovnání parametru klouzavosti (viz dále). S růstem G.K. se dle [20] snižuje kritický úhel maximálního vztlaku (Graf 4) pro všechny G.K., ale např. dle [26] se lehce mění až od G.K. větších než 4 %, v simulaci [27] (Graf 5) dochází dokonce k zvýšení. Zde je vidět nevyrovnanost výsledků a nutnost hlubšího výzkumu v této oblasti.



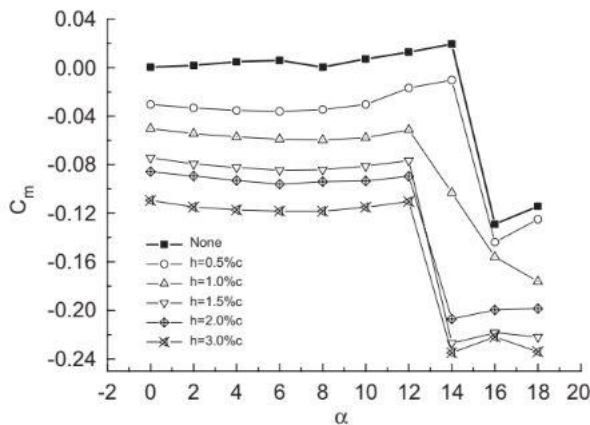
Graf 5 - C_l x alfa simulace [27]



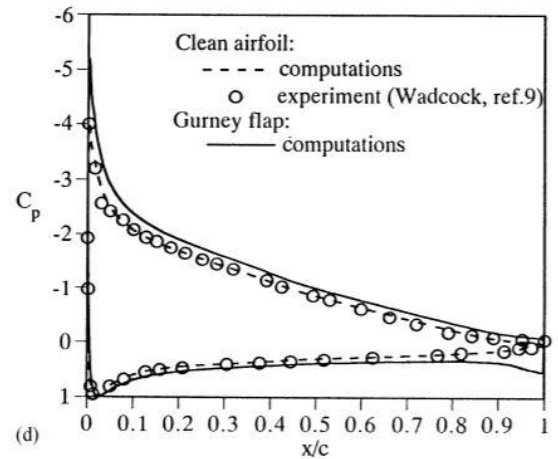
Graf 4 - C_l x alfa měření [20]

4.3 Momentový koeficient (C_m)

Z důvodu změny tlakového rozložení po profilu s použitím G. K. se mění hodnota C_m . Při použití G.K. dochází k zvětšení tlakové plochy mezi křivkami grafu C_p (Graf 6), obzvláště v blízkosti odtokové hrany. To má za následek zvýšení koeficientu klopného momentu, a tedy i posunutí jeho hodnoty do záporu (Graf 7).



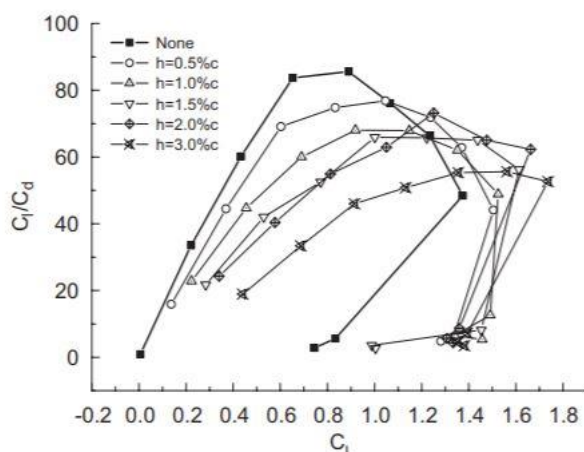
Graf 7 - C_m x alfa [20]



Graf 6 - C_p po profilu [23]

4.4 Epsilon

Aerodynamická účinnost neboli klouzavost dává jasnější obraz o výhodnosti použití G.K. Účinnost je pro nižší C_l horší s G.K. než pro čistý profil. V praxi to znamená, to tedy vypadá, že G.K. jsou účinnější při vyšších úhlech náběhu (cca 8°). Při vyšších rozměrech jsou rozdíly ještě znatelnější.

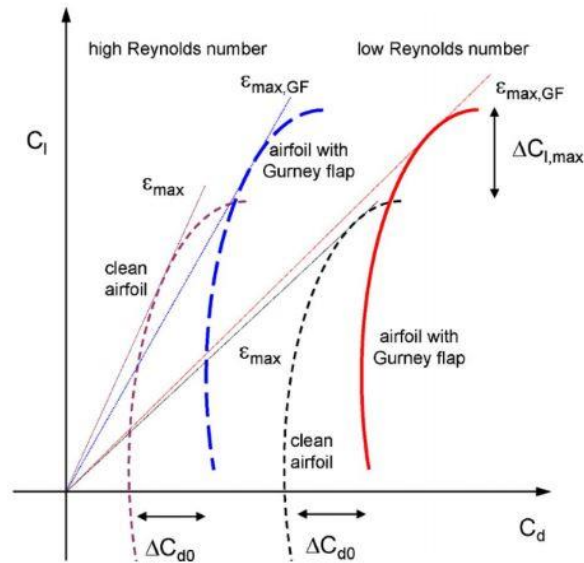


Graf 8 - epsilon x Cl [20]

4.5 Vliv Re na profil s G.K

Protože většina uskutečněných prací a experimentů se věnuje leteckým profilům, je vhodné při studiu užití G.K. ve ventilátorech věnovat pozornost vlivu Reynoldsova čísla na jednotlivé charakteristiky, neboť ventilátory pracují při nižších Re než běžné letecké profily. A navíc se u axiálních ventilátorů jedná o hodnotu, která není konstantní po profilu lopatky.

Očekávaným výsledkem je, že s růstem Re se zvyšuje Cl a snižuje Cd. I přestože Cl s Re roste, tak aerodynamická účinnost je pro vyšší Re často nižší než hodnota čistého profilu. Zdůvodnění se dá ilustrovat dle [18], vykreslením polár profilu jako části elipsy. Přidáním G.K. na profil dojde k posunutí této křivky kladným směrem v obou osách. Jak je patrné z Grafu 9 pro vysoká Re, která mají nízký odpor, toto posunutí nevyvolá zlepšení maximální hodnoty epsilon, která je zde charakterizována jako směrnice tečny z počátku. U nízkých Re, a tedy vyšších hodnot Cd, stejné posunutí poláry v důsledku G.K. má již za následek zlepšení maximální hodnoty epsilon. Jinak řečeno, při nižším epsilon se stejné změny ve jmenovateli a čitateli (Cl a Cd) projeví zvýšením jeho hodnoty. Tato teorie vychází z předpokladu, že změny v Cl a Cd, jsou po přidání G.K. pro všechna Re stejná. To ovšem dle [22] není zcela pravda. Jak je vidět z Tabulky 3, pro vyšší Re roste na čistém profilu Cd rychleji než na profilu s G.K. Pro Cl platí opak. Důležitý je však poměr růstu, který je alespoň dle [22] větší u Cd, tudíž můžeme s danou teorií souhlasit. A vyzdvihnout důležitost Re při návrhu G.K.



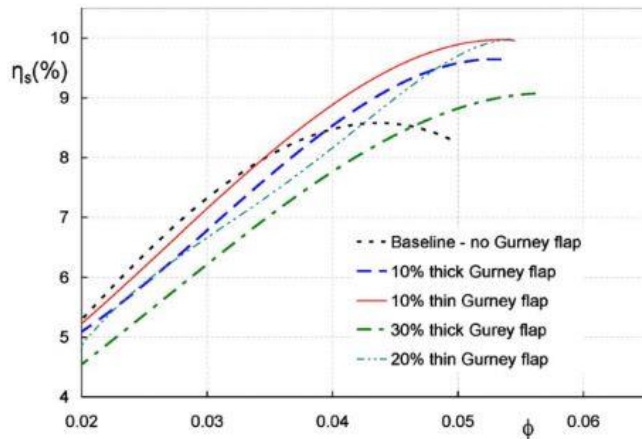
Graf 9-Vysvětlení změny Eps_{\max} pro různá Re [28]

AoA, α	Reynolds number range				
	3.0×10^5 to 1.5×10^5	1.5×10^5 to 1.0×10^5	1.0×10^5 to 8.0×10^4	8.0×10^4 to 5.0×10^4	5.0×10^4 to 3.0×10^4
4°					
Without GF	0.12	0.25	0.37	0.57	1.12
With GF	0.18	0.49	0.86	1.57	3.41
4°					
Without GF	1.27	2.52	3.59	5.71	10.30
With GF	0.73	1.51	2.18	3.45	6.40

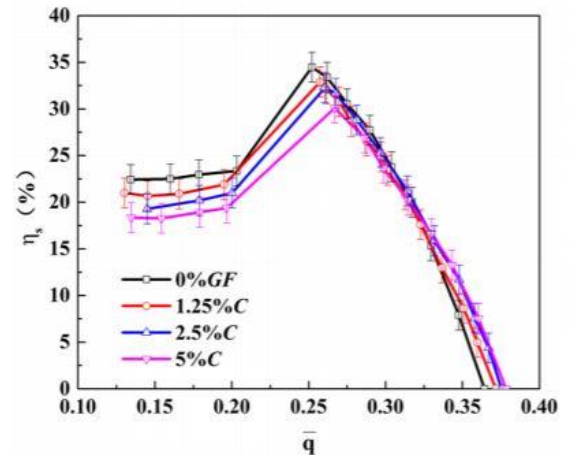
Tabulka 3 - Rychlost změny C_l (výše) a C_d v různých rozsazích Re

4.6 G.K a ventilátory

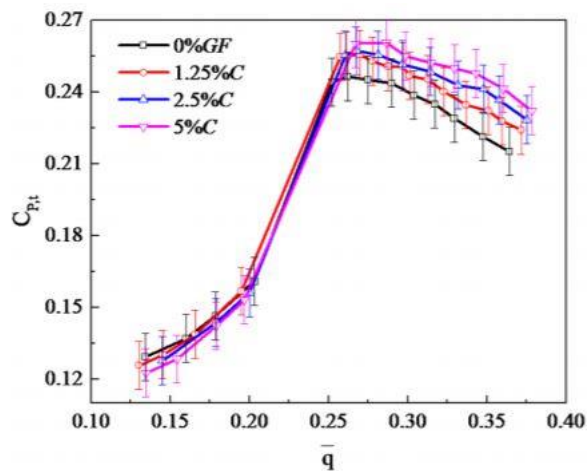
Greenbalt [28] pozoroval, že přidáním G.K. je zvýšen tlak, který ventilátor produkuje (dopravní tlak), ale pouze od určité hodnoty průtoku, pod ní naopak G.K. tlak snižuje. Podobná pozorování učinil i Chen et al [29]. Jak je vidět na Grafu 10, ve spodní oblasti dochází k prudkému propadu z důvodu odtržení. Ale teprve ve funkčním rozsahu ventilátoru (zde 0.25 až 0.3) G.K. zvyšuje tlak.



Graf 11 - Statická účinnost x bezrozměrný průtok [28]



Graf 12 - Statická účinnost x průtok [29]



Graf 10 - Tlakový rozdíl x průtok [29]

Z pohledu účinnosti Greenbalt zjistil, že ke zlepšení dochází až při vyšším průtoku (Graf 11), kde křivka čistého ventilátoru klesá, zatímco ventilátory s G.K. pokračují ve stoupání a klesají až ve vyšších hodnotách průtoku. Podobně chování zaregistrovali i Chen et al. [29] (Graf 12). Pro uvedení do kontextu je třeba zmínit, že průtok, který testovali Chen et al. byl přibližně dvojnásobný oproti Greenbaltovi, proto používali procentuálně menší G.K.

Dundi et al [30] se na rozdíl od Greenbalta a Chena et al, kteří měřili axiální ventilátory, věnovali měření odstředivého ventilátoru. Na něm se aplikace G.K. v rozměru 15,9 % výšky lopatky projevovала zvýšením tlaku v celém rozsahu měřených průtoků. Stejně tak, jako zvýšená účinnost. Ve všech těchto měření bylo pozorováno zvýšení funkčního rozsahu ventilátoru obzvláště do oblasti nižších hodnoty Re.

Z těchto poznatků plyne, že užití G.K. ve ventilátorech jasně přispívá ke zvýšení tlaku, který je schopen ventilátor dodat, stejně tak jako zvýšená účinnost. Vliv Re nahrává použití G.K. v pomaleji běžících ventilátorech. Je však třeba věnovat pozornost výběru správně výšky. Jediný Greenbalt se zabýval výpočtem a došel k závislosti v Grafu 13.

V návaznosti na snížení rychlosti může dojít i ke snížení hluku, který pomaleji otáčející se ventilátor produkuje. Hrubým výpočtem [28], by se dala hlučnost snížit o 1,5 – 4 dB.

5 Výpočet vztakové čáry

5.1 Teoretická predikce

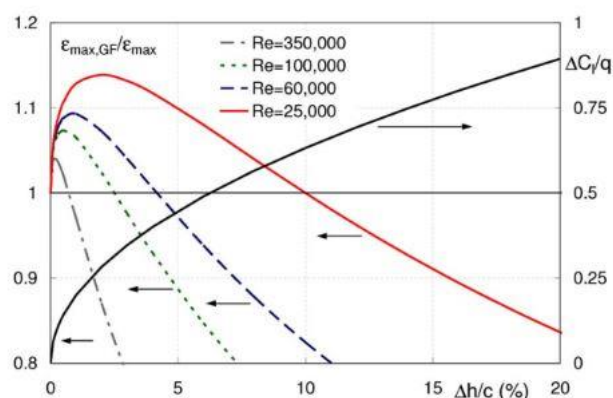
Analytická studie Liu a Monteforta [25] postavená na teorii tenkých profilů došla k závěru, že posun úhlu náběhu pro nulový vztlak se mění s druhou odmocninou, to bylo potvrzeno i měřením Daniela, Traub [26]. Jako závislost odvodili:

$$\Delta C_l = K(Re) * \sqrt{\frac{h}{c}} \quad (7)$$

Kde K je koeficient závisící na typu profilu a mění se s Re. Greenbalt [28] využil těchto poznatků a přidal odhad velikosti odporu jako závislost

$$\Delta C_d = C_{d\text{klapky}} * \frac{h}{c} \quad (8)$$

Dosazením experimentálně naměřených hodnot odporu, sestrojil graf, který je v souladu s výše řečeným, tedy že při nižších Re je zvýšení epsilon větší a zároveň i pro větší rozsah poměru h/c G.K.



Graf 13 - Vliv Re na zlepšení maximální účinnosti v závislosti na výšce G.K.

Na tuto práci navázal Traub [31], který stoupání vztakové čáry interpretoval jako nepřetržitou změnu nulového úhlu náběhu (α_{z1}) při konstantní hodnotě směrnice vztakové čáry ($C_{l\alpha}$)

$$C_l = C_{l\alpha_{h\frac{h}{c}=0}} * (\alpha - \alpha_{zl}) \quad (9)$$

Přidal člen K_{cl} , který vyjadřuje vliv G.K na α_{zl}

$$C_l = C_{l\alpha_{h\frac{h}{c}=0}} * \left(\alpha - \alpha_{zl} - K_{cl} * \sqrt{\frac{h}{c}} \right) \quad (10)$$

Vyjádřením K_{cl} ze (10) a dosazením experimentálních hodnot naznačilo, že K_{cl} se dá aproximovat lineárním vyjádřením (11)

$$K_{cl} = A_0 * C_l + A_1 \quad (11)$$

Kde A_0 a A_1 jsou koeficienty, které je třeba dopočítat. Kombinací rovnic (10) a (11) dostaneme rovnici vyjádření C_l (rovnice (13)). Daniel [31] zjistil, že rozdíl vztaku díky G.K. je úměrný směrnici vztakové čáry daného profilu. Aby byl tento efekt nějak postihnout je ve výpočtu použit upravený koeficient (12)

$$A_{0eff} = A_0 * \frac{C_{l\alpha_{h\frac{h}{c}=0}}}{C_{l\alpha_{h\frac{h}{c}=0}^{REF}} \quad (12)$$

Kde $C_{l\alpha_{h\frac{h}{c}=0}^{REF}}$ je směrnice C_l z dat, ze kterých byly vypočteny A_0 a A_1 . Rovnice (13) je upravená o tuto hodnotu. Pro výpočet hodnoty vztakového koeficientu pro danou G.K. při daném úhlu náběhu, je třeba zjistit hodnoty A_0 a A_1 . Traub provedl tento výpočet z různých sad dat pocházející z doposud provedených měření v aerodynamických tunelech. Zjistil, že A_0 se pohybuje mezi hodnotami -7 až -9.9 a A_1 -21 až 27. Nicméně každá dvojice koeficientů A_0 a A_1 , poskytovala vhodně odpovídající odhady C_l . Z této informace vyplývá, že absolutní hodnota koeficientů není stěžejní a jakákoli dvojice by měla poskytnout přesnost dostačující alespoň pro koncepční návrh.

$$C_l = \frac{\alpha - A_1 \sqrt{\frac{h}{c}} - \alpha_{zl\frac{h}{c}=0}}{\left(\frac{1}{C_{l\alpha_{h\frac{h}{c}=0}}} \right) + A_0 \sqrt{\frac{h}{c}}} \quad (13)$$

$$C_l = \frac{\alpha - A_1 \sqrt{\frac{h}{c}} - \alpha_{zl_{\frac{h}{c}=0}}}{\left(\frac{1}{C_{l\alpha_{\frac{h}{c}=0}}} \right) + A_{0eff} \sqrt{\frac{h}{c}}} \quad (14)$$

5.2 Ověření predikce z naměřených dat

5.2.1 Pro naměřený profil

Z takto odvozené závislosti jsem vycházel při konstrukci odhadu vlivu G.K. na vztlakovou čáru. Pro ověření a případné úpravy, jsem vycházel z hodnot [20] a [26]. Data byla k dispozici pouze v podobě grafů. Za pomoci webové aplikace určené k digitalizaci dat [32] jsem vyextrahoval naměřená data a ty následně zpracoval. Postupoval jsem výše načrtnutým postupem, tedy ze známých hodnot C_l a alfa jsem dle rovnice (15) vypočítal koeficient K .

$$K = \frac{\alpha - \alpha_{zl} - \left(\frac{C_l}{C_{l\alpha_{\frac{h}{c}=0}}} \right)}{\sqrt{\frac{h}{c}}} \quad (15)$$

Jak je výše popsáno jeho závislost vůči C_l jsem lineární regresí approximoval a získal tak hodnoty A_0 a A_1 . A to pro každou G.K. zvlášť. Hodnoty A_1 se pohybovaly blízko sebe, nicméně rozptyl A_0 se zdál být značně velký, jak je vidět v tabulkách.

h/c	A ₀	A ₁
0.5	-0.28158	-2.34971
1	-0.55083	-2.30403
1.5	-0.56499	-2.3159
2	-0.47828	-2.30624
3	-0.27292	-2.54133

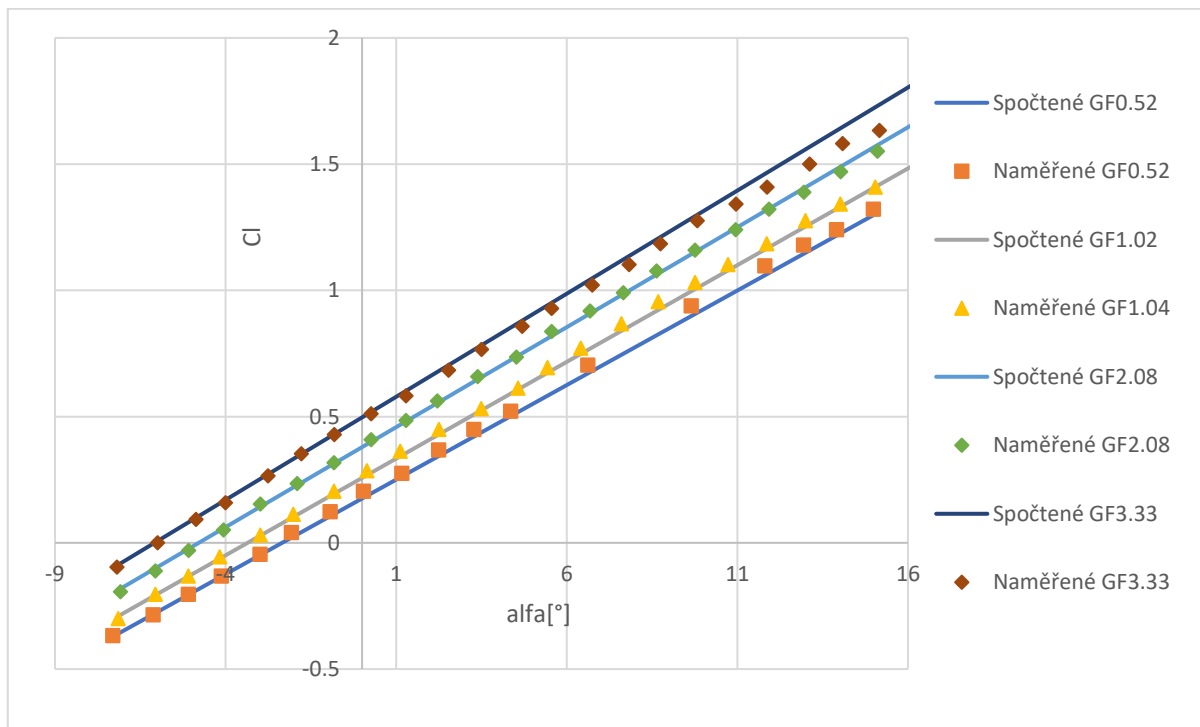
Tabulka 4 – Koeficienty spočítány z dat NACA0015

h/c	A ₀	A ₁
0.52	-1.36441	-3.45198
1.02	-1.03097	-3.40709
1.46	-1.07324	-3.3161
2.08	-0.86556	-3.37801
3.33	-0.69007	-3.38512

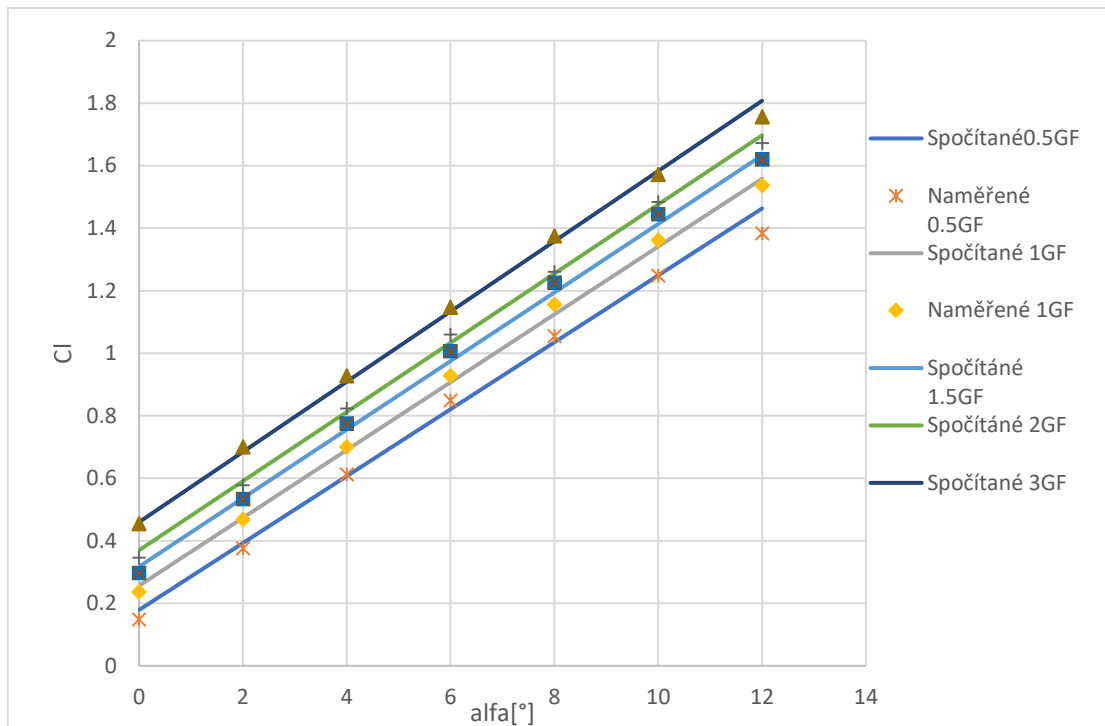
Tabulka 5- Koeficienty spočítány z dat NACA0012

O výběru vhodných koeficientů se Traub konkrétně nezmiňuje. Zabýval jsem tedy více variantami k určení nejvhodnějšího koeficientu. A to nejprve hledáním závislosti mezi nimi a h/c , poté změnou výpočtu K přes gradienty polár pro jednotlivé úseky, a to jak prostě, tak za použití různých funkcí. Nakonec jsem však zůstal u poučky A. Einsteina, že vše by mělo být co nejjednodušší, alespoň do té míry, aby to bylo ještě funkční, a použil průměry dříve vypočtených hodnot A_1 s A_0 . Tyto hodnoty v sobě nesou informaci o vlivu G.K. na chování daného profilu, a i přes lehce hrubou náaturu průměrné hodnoty aproximují v dostatečné přesnosti jeho budoucí chování, které chceme předvídat. Jelikož ani směrnice vztlakové čáry nebyla konstantní i zde jsem použil průměrnou hodnotu.

Výsledek dosazení těchto hodnot a následný výpočet dle rovnice (14) je znázorněn v níže přiložených grafech 14, resp. 15 pro hodnoty z [26], resp. [20].



Graf 14- Porovnání naměřených hodnot a dopočtených pro profil NACA0012 ($A_0 = -1.00485$, $A_1 = -3.38766$)



Graf 15- Porovnání naměřených hodnot a dopočtených pro profil NACA0015 ($A_0 = -0.429718698$, $A_1 = -2.363440704$)

Jak je vidět výpočet vcelku dobře předpovídá vliv G.K. a její výšky na vztlakovou čáru. Výpočet je tedy použitelný pro předpověď změny vztlakové čáry profilu. Nevýhodou ovšem je, že v těchto výpočtech hledáme koeficienty na základě naměřených dat daného profilu. Musíme tedy předem znát hodnoty C_l pro alespoň jednu, ale lépe pro více rozměrů G.K., a z nich pak předpovídáme chování pro další varianty.

5.2.2 Pro cizí profil

Jak tedy předpovědět vliv G.K. na vztlakovou čáru, pokud nemáme k dispozici naměřená data pro daný profil? Pokud se vrátíme zpět k Traubově teorii, ten do své empirické rovnice zakomponoval upravený člen A_{0eff} . Jedná se o upravený koeficient A_0 , který je škálován poměrem směrnic hledaného profilu a známého, referenčního profilu.

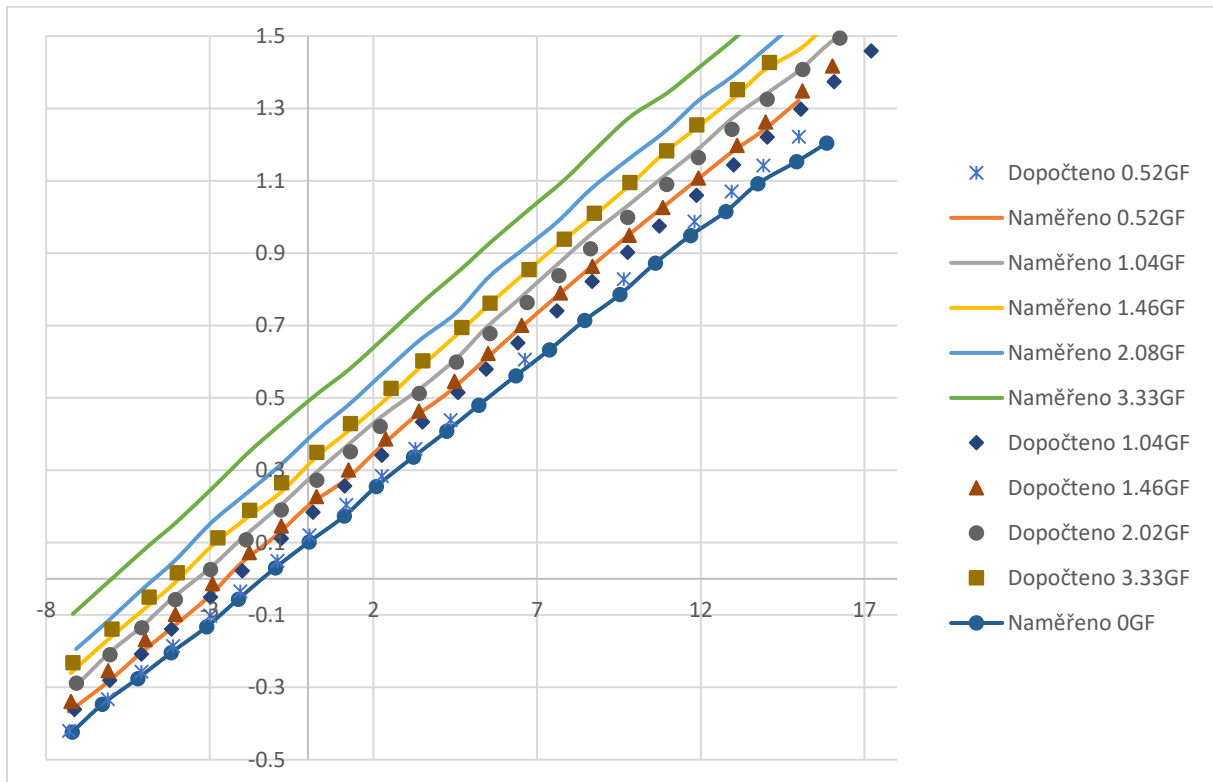
$$A_{0eff} = A_0 * C_{l\alpha_{h=\frac{c}{0}}} / C_{l\alpha_{h=\frac{c}{0}} REF} \quad (16)$$

Jeho užití v místě A_0 by mělo vést k rozumně přesným předpovědím profilu, u kterého známe pouze směrnicí jeho čistého profilu. Platnost tohoto předpokladu jsem se pokusil ověřit na stejných datech použitých výše. Jako poměr směrnic jsem stejně jako v minulém případě použil jejich průměrné hodnoty. Porovnání skutečně naměřených hodnot a jim hodnot dopočtených je vidět v grafu 16. Naměřené hodnoty jsou pro profil NACA0015 [27], referenční hodnota $C_{l\alpha_{h=c=0}REF}$ (spodní v rovnici

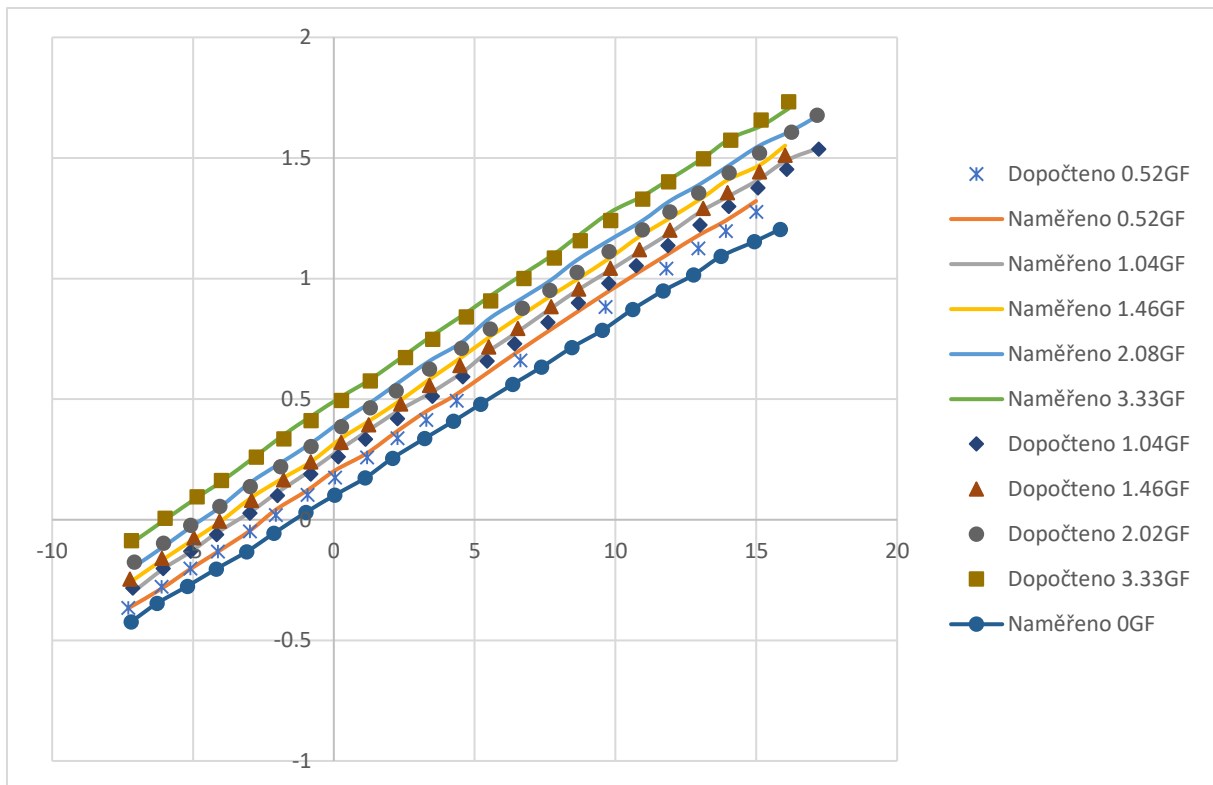
(16)) je z experimentálního měření profilu NACA0012 [20].

Z grafu je patrné, že hodnoty se příliš neshodují. Určitě je tomu tak pro absolutní hodnoty. Pokud však změníme hodnotu A_1 , dojde tím k posunu ve svislé ose a výsledky začnou být více zajímavé (graf 17).

Po této úpravě pasují hodnoty překvapivě dobře, obzvláště pro nízké úhly náběhu.



Graf 16 - Porovnání naměřených hodnot NACA0015 a dypočtených přes Clref NACA0012



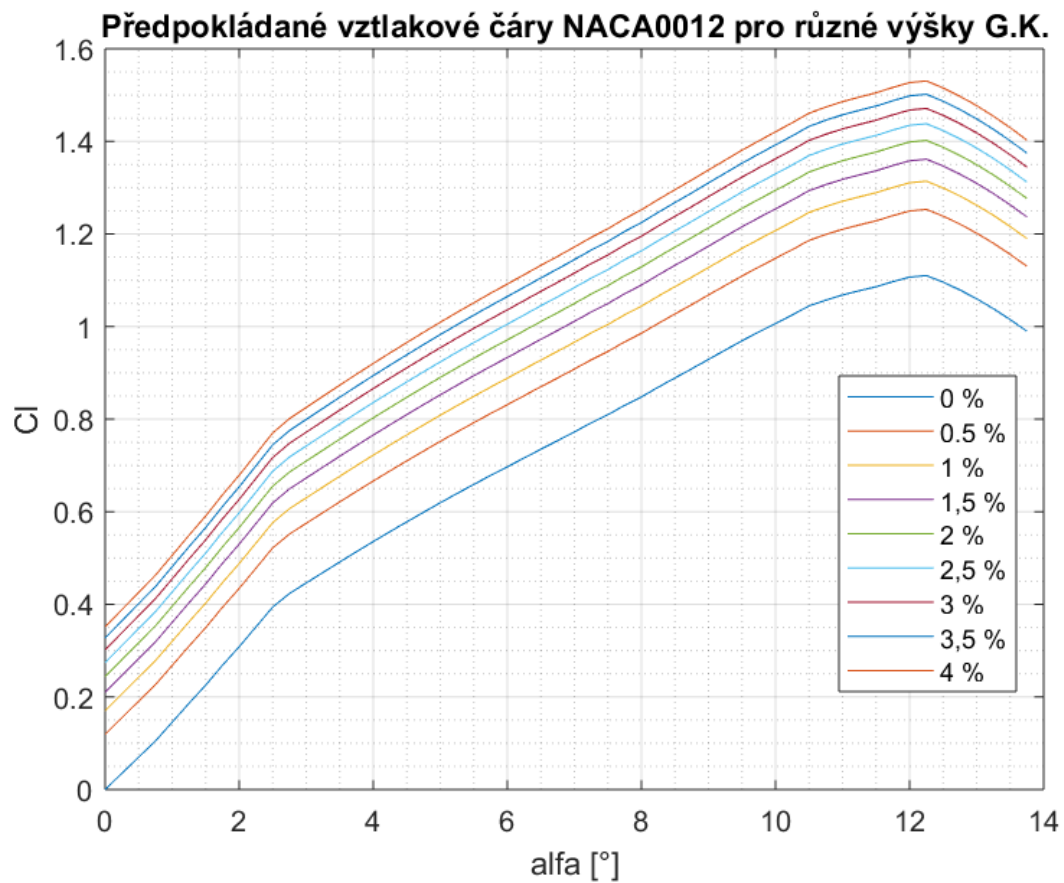
Graf 17 - Porovnání naměřených hodnot NACA0015 a dopočtených přes Cl_{ref} NACA0012 s upravených koeficientem A_1

Je tedy vidět, že co se týče předpovědi změny vztlakové čáry při různých velikostech G.K. výše uvedený výpočet může poskytnout celkem dobrý výsledek.

5.3 Sestavení vlastních dat

Pro ověření tohoto postupu v praxi jsem vybral profil NACA0012. Jedná se o symetrický profil bez průhybu s maximální tloušťkou 12 % délky tělvy, který je často používán jako etalon v oblastech testování leteckých profilů. Je mnohokrát proměřen a často používán jako referenční typ. Základní poláru jsem stanovil s pomocí z XFoil predikce [33]

Koeficienty jsem použil z předchozích výpočtů, a to $A_1 = 2.3634$ a přepočítané $A_{0eff} = -0.41737$. Následováním popsaného algoritmu jsem došel k výsledkům znázorněných v grafu 18.



Graf 18 -Předpokládané vztlakové čáry pro různé rozměry G.K. bez uvažování odtržení

Zde je možné sledovat, jak se s výškou G. K. snižuje její vliv na poláru, což je v souladu s jevy pozorovanými během experimentálních měření.

5.3.1 Ověření z vlastní simulace

Před provedením experimentálního měření jsem chtěl zkonfrontovat tyto hodnoty vzešlé z v základu empirického vzorce s numerickým výpočtem. Simulace proudění okolo leteckých profilů se dá provést dvěma způsoby. Výpočtu pomocí panelové metody, tedy metody založené na principu řešení potenciálního proudění nebo CFD simulace - řešiče Navier-Stokesových rovnic.

Prvně jsem se zabýval řešením pomocí panelové metody. Panelové metody využívají nahrazení profilu souborem vírových panelů. Díky tomu, že potenciální proudění je popsáno Laplaceovou rovnicí a jednotlivé jednoduché případy se dají skládat na sebe do výsledného řešení. V rámci předmětu Projekt II jsem vytvářel Matlabový program, jež stál na principu Hess Smithově panelové metody, kde je statický model obtékán nevazkým a nestlačitelným médiem. Program sloužil k výpočtu sil působící na úsek větrné turbíny. S doplňkovým výpočtem tloušťky mezní vrstvy v daném bodě. Pro moji aplikaci byly potřeby nutné úpravy a doplnění vazkého modelu. Program byl psán ad hoc pro zadaný problém. Narazil jsem na mnohé překážky, které jsem i přes značné úsilí nebyl schopen vyřešit a program v nějaké efektivní formě dotáhnout do stavu, ve kterém by byl schopen řešit výše načrtnutý problém profilů s G.K. Proto jsem po čase tuto variantu opustil.

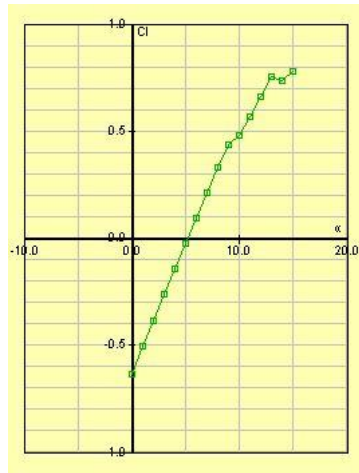
Další možností bylo vzít již existující program postavený na panelové metodě. Nejdříve jsem sáhl po programu XFoil.

5.3.1.1 XFoil

Xfoil je program Marka Drelly, který, jak již název napovídá, slouží k návrhu křídlových profilů. Při jeho použití jsem setkal se stejným problémem jako E. Davis, který prováděl obdobné výpočty [19]. Program se před provedením analýzy snaží vyhledat profil. Takže i když přijme profil s G.K., tak jí před výpočtem smaže. Případně začne zobrazovat nesmyslné hodnoty a jediným východiskem je restart.

5.3.1.2 JavaFoil

JavaFoil je relativně jednoduchý a dobře ovladatelný program. Využívá panelovou metodu vyššího řádu pro výpočet nevazkého proudění kolem profilu pro jakýkoli úhel náběhu. Je třeba však zmínit, že si neumí moc dobře poradit s odtržením, stejně tak stlačitelným prouděním. Dalším krokem je výpočet mezní vrstvy, který probíhá podél profilu směrem od stagnačního bodu. Jak jsem již zmínil program se jednoduše ovládá a pro čistý profil dává dobré výsledky. Problém však nastal u profilu s G.K. Při použití malé klapky, co do směru proudění, jí program ignoruje a počítá s čistým profilem. Pokud klapku uděláme širší, tak výsledky neodpovídají očekávaným hodnotám. Vztlakový koeficient se pro nulový úhel náběhu dostane do záporu, tedy přesně naopak. Nemůže se jednat ani o převrácené znaménko, neboť hodnota je moc velká. Pro 2 % G.K. dává až 50 % propad C_l do záporu. Ani JavaFoil tedy neposkytl rozumné výsledky.



Obr. 10 - Javafoil výsledky pro NACA012 s 2% G.K.

5.3.1.3 CFD

Další možností výpočtu proudění okolo profilů je pomocí CFD programu. Z hlediska přístupu k softwaru jsem zvolil program Fluent. Jedná se o z mnohých nástaveb Ansysu pro řešení proudění tekutin. Fluent využívá diskretizačního přístupu metodou konečných objemů využívající integrálního tvaru rovnic a aproximace toků přes hranice kontrolních objemů.

Hlavními rovnicemi jsou RANS (Reynolds-Average Navier-Stokes). Pro dvourozměrný případ se dají zákony zachování hmoty a hybnosti zapsat rovnicemi (17) a (18) [24]

$$\frac{du_i}{dx_i} = 0 \quad (17)$$

$$\rho \frac{\delta(\overline{u_i u_j})}{\delta x_j} + \frac{\delta \bar{p}}{\delta x_i} = \frac{\delta}{\delta x_j} \left(\mu \frac{\delta \bar{u}_i}{\delta x_j} - \rho \overline{u'_i u'_j} \right) + S_i \quad (18)$$

Kde u_i , \bar{u}_i , u'_i jsou okamžité rychlosti, průměrná rychlost a flukтуаční složka rychlosti i -tého směru, ρ je hustota, \bar{p} časově průměrovaný tlak, μ dynamická viskozita, $-\rho \overline{u'_i u'_j}$ Reynoldsovo napětí, S_i objemová síla.

V tento okamžik bylo mojí motivací vytvořit alespoň jeden simulační model, ze kterého bych pro různé úhly náběhu vzešla polára. Vše od modelu až po postprocessing jsem začal vytvářet přímo v ANSYS prostředí.

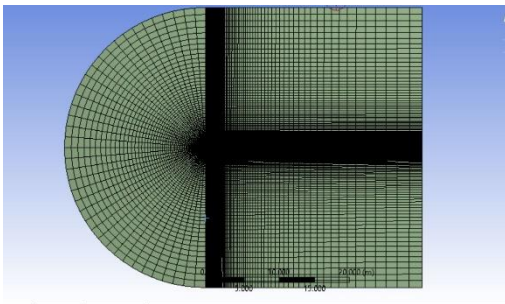
5.3.1.3.1 Geometrie

Geometrii jsem vytvořil z 200 bodového profilu NACA0012. Délka profilu je 1 m. Všechny rozměry jsou tedy vztaheny k tomuto rozměru. Simulaci jsem provedl i na čistém profilu, ale samozřejmě hlavním prvkem je G.K. Tu jsem umístil na odtokovou hranu kolmo na tětivu profilu. Délka byla pro

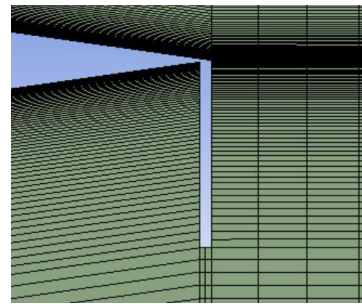
tento případ 2% tětivy. Tloušťku jsem zvolil nejmenší, co byla možné, tedy $9,9 \cdot 10^{-4}$ m. Menší rozměr nebyl možný, poté došlo k znehodnocení přilehlé geometrie jejím zmizením. Vstupní oblast je půlkruhového tvaru vzdálená 20 délek modelu, ve stejné vzdálenosti jsou i horní a dolní hranice, výstup je vzdálen 30 délek modelu.

5.3.1.3.2 Sít

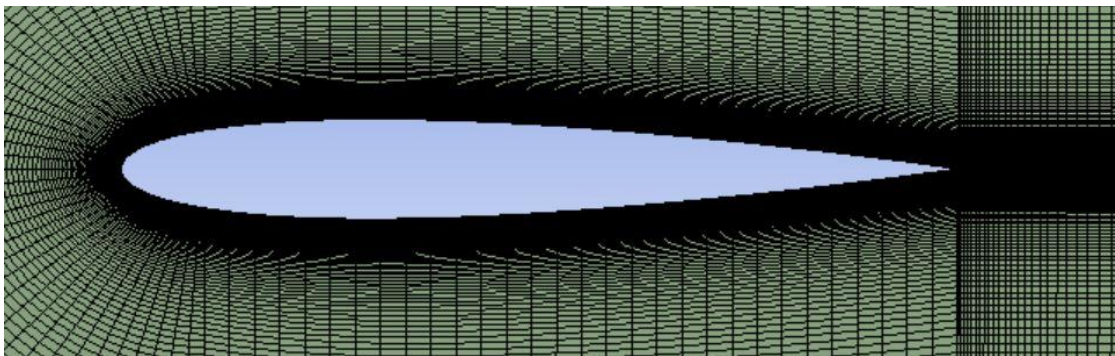
Vytvoření sítě, které se jevílo na začátek jako banální se ukázalo být výzvou. V rámci rychlejšího výpočtu a snadnější konvergence jsem se snažil vytvořit strukturovanou síť, která poskytuje dostatečnou jemnost v místech, kde je tomu třeba (oblast mezní vrstvy a úplavu) a šetří body v místech, kde není nutná (kraje a vzdálená místa). Nejproblematičtější místo bylo okolí G.K., kde se mi dlouho dobu nedařilo vytvořit síť, která by plynule navazovala na ostatní oblasti. Vzdálenost prvního prvku od povrchu profilu byla $5,33 \cdot 10^{-5}$ m. Tato hodnota byla zvolena, tak aby y^+ pro testované Re byl nižší než 1. Výsledná síť je znázorněna na obr 4.,5. a 6.



Obr. 12 – Sít

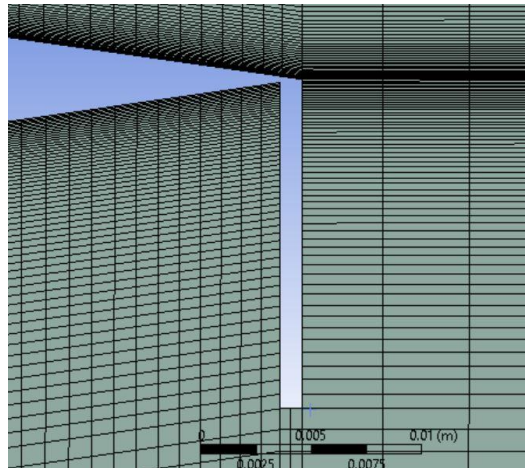


Obr. 11 - Sít na G.K.



Obr. 13 - Osítovaný profil

Původní síť bylo potřeba ještě zjemnit v zadní oblasti v blízkosti G.K., aby správně vystihla chování zde odtrhujícího se a proudy a oblast cirkulující oblast. Použitá síť v této oblasti je na obr. 14.



Obr. 14 – Síť v oblasti G.K.

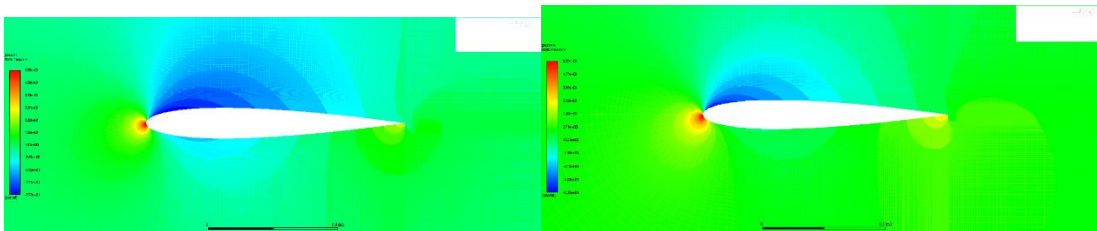
5.3.1.3.3 Výpočet

Tlak, hybnost a turbulentní kinetická energie byla diskretizována pomocí upwind řešení druhého řádu za použití coupled schématu.

Turbulentní model jsem zvolil Shear Stress Transport (SST) $k-\omega$ dvourovnicový model. Tento model využívá robustnosti $k-\omega$ modelu k zachycení proudění v mezní vazké vrstvě a k -epsilon modelu v hlavním proudění, který na rozdíl od $k-\omega$ netrpí tak velikou citlivostí na turbulentní parametry, které se vyskytují na vstupu. SST $k-\omega$ kombinuje výhody standardního $k-\omega$ a standardního k -epsilon jejich vzájemným promícháním. Díky tomu SST $k-\omega$ dosahuje vyšší přesnosti a spolehlivosti napříč různými proudovými poli. [24]

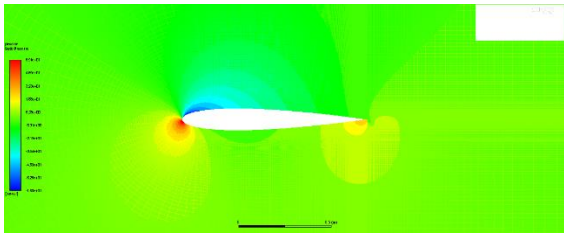
Rychlost proudění byla nastavena na 10 m/s, to se rovnalo při použitých parametrech $Re \approx 160\,000$. Úhel náběhu jsem řešil změnou vektoru rychlosti přidáním jeho ypsilonové složky. Vstup tvoří půlkruhová část s předdefinovanou rychlostí, výstup potom kolmá část vpravo s tlakovou podmínkou $p=0$, po profilu je definována no-slip podmínka. Jako konvergenční podmínku jsem přidal změnu hodnotu integrálu tlaku po profilu menší než 10^{-5} .

Vybrané výstupy jsou znázorněny na níže uvedených obrázcích.

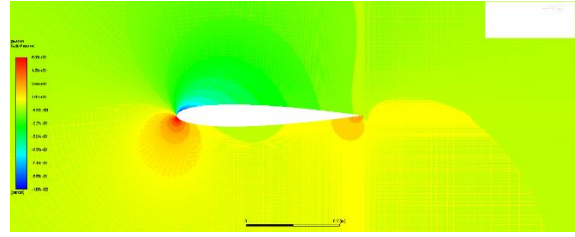


Obr. 15 – Tlak 0°

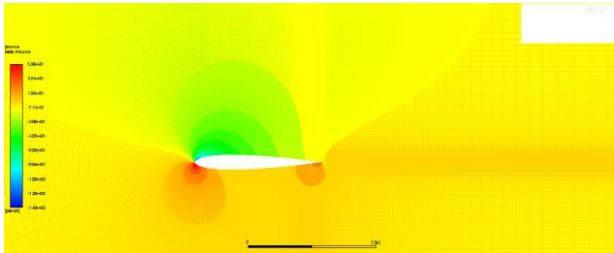
Obr. 16 - Tlak 2°



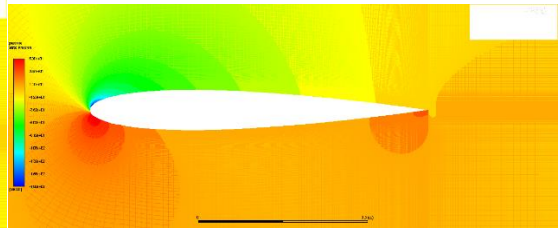
Obr. 18 – Tlak 4°



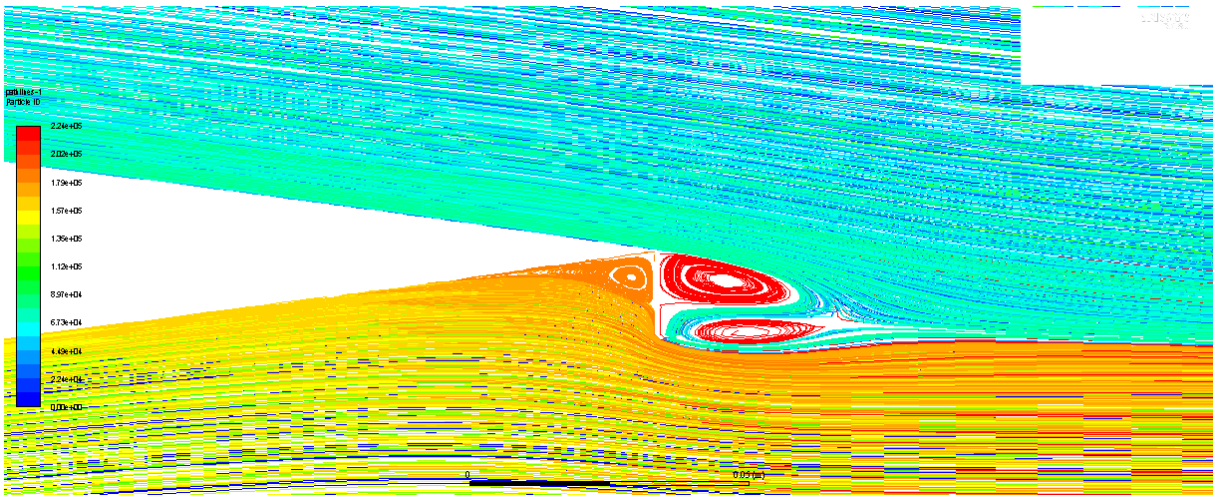
Obr. 17 – Tlak 6°



Obr. 19 - Tlak 8°



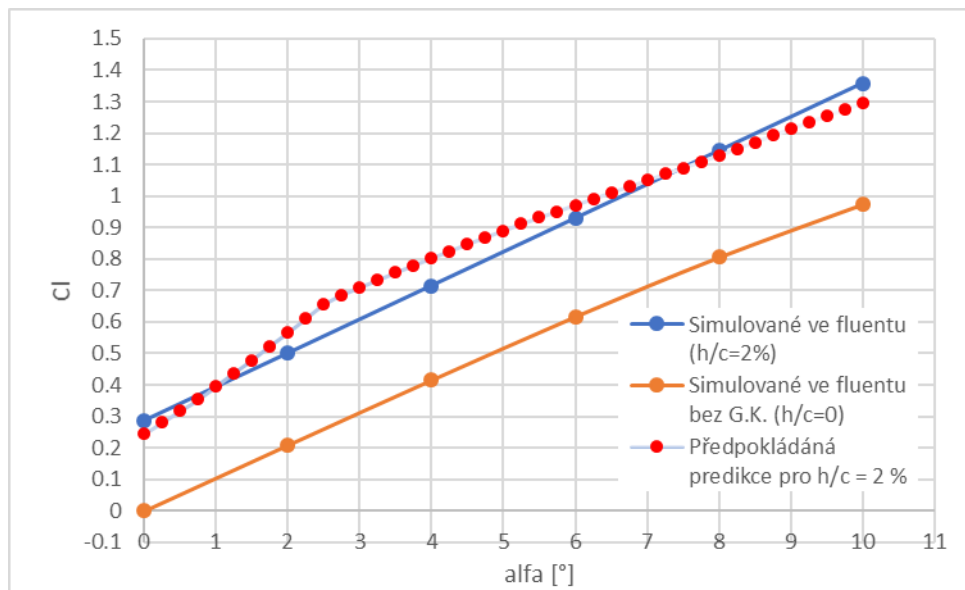
Obr. 20 - Tlak 10°



Obr. 21 - Trajektorie při 6°

5.3.2 Velikost CI

Výsledné vztlakové čáry vzešlé z těchto výpočtů jsou v grafu 19.



Graf 19 - Porovnání vztlakových čar

Z grafu 19 vyplývá, že předpovídaná hodnota se shoduje překvapivě přesně s hodnotami vypočtenými v simulaci Fluentu.

6 Experiment

V rámci ověření navržené predikce bylo provedeno experimentální měření vybraného profilu a jeho vztlakové čáry.

6.1 Měřicí aparatura

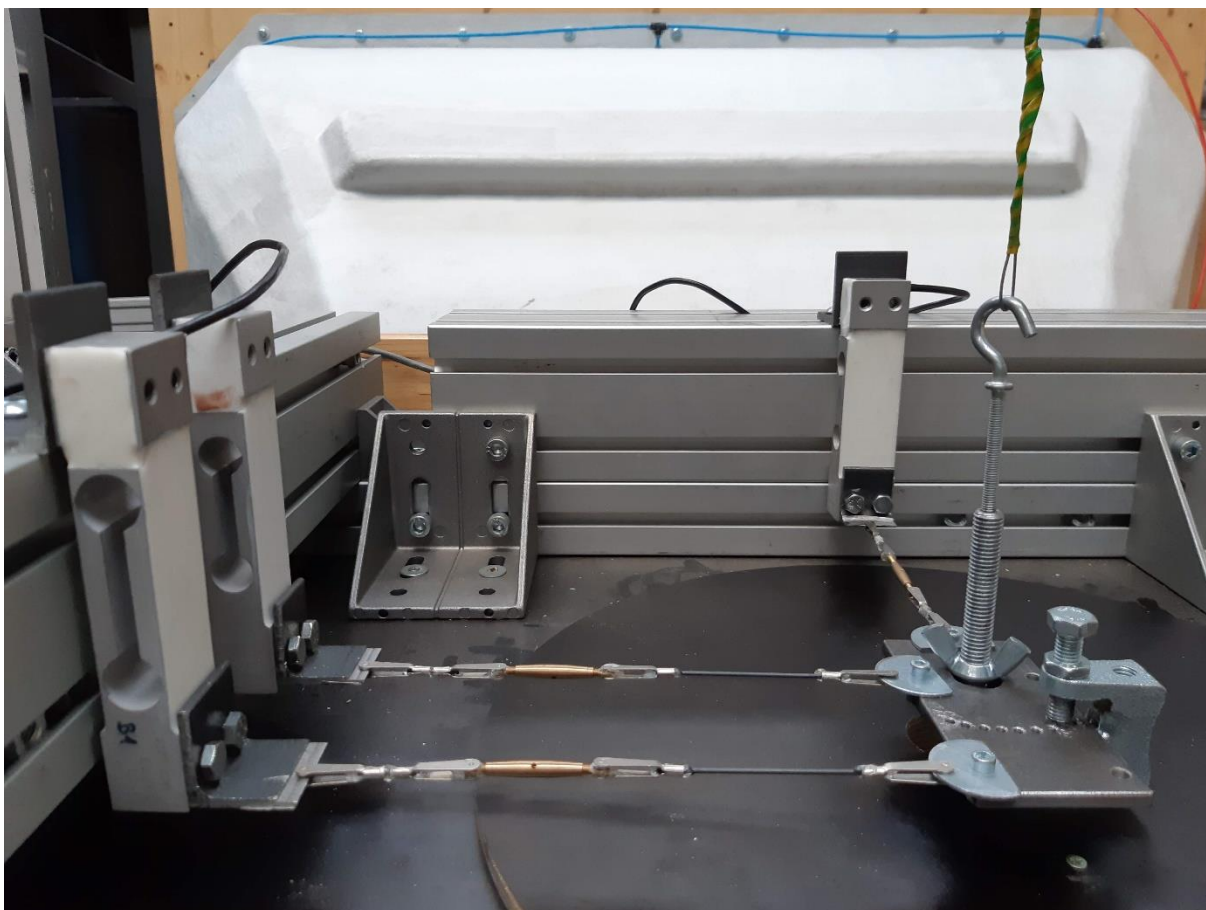
Pro provedení experimentu byly použity aerodynamické váhy větrného tunelu, které se nalézají v laboratoři Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky FS ČVUT. Aerodynamické váhy byly sestaveny v rámci bakalářské práce Jana Mixy v roce 2017 [34]. Jejich primární určení bylo proměření polár plachet a jejich srovnání s polárami křídlových profilů.

Konstrukčně se jedná o osmihranný měřicí prostor, který plynule navazuje na profil tunelu. Boky jsou tvořeny překližkovými deskami, které jsou vůči sobě uchyceny pomocí hliníkových ALUTEC profilů. Čtyři silné profily slouží jako pilíře, na kterých je pomocí úhelníků, L úchytů a metrických šroubů usazen zbytek konstrukce. Alu profily se vyznačují značnou pevností. Takže samotná tuhost konstrukce by měla dostačovat dané aplikaci. Ta je sama o sobě ještě zpevněna třemi příčníky; jeden pod měřicím prostorem, dva na úplném vrchu konstrukce.

Posun a manipulace měřicího prostoru je vyřešena kolečky na koncích pilířů. Aby se zvýšila stabilita a výšková přesnost umístění, jsou vedle koleček namontovány na závitové tyči plastové opěry, které po vyšroubování přebírají podpěrnou funkci.

Měřicí aparát je řešen pomocí šesti tenzometrických článků. Po třech symetricky na vrchní a spodní části měřicího prostoru. Tenzometry jsou pomocí L úchytů přichyceny k rámu a pomocí táhel k stavitelné aretační destičce, která je spojena s modelem a přenáší silové působení. Táhla jsou zhotovena z karbonového materiálu se zabudovanou aretační maticí pro vymezení případné vůle. Aretační destička se skládá ze dvou součástí. V každé je navrtán hlavní otvor pro tyč, která je pevně spojená s modelem. Poté je v nich navrtána sada menších děr, pomocí níž se nastavuje úhel natočení modelu. Vrchní destička tedy zůstává v nezměněné poloze vůči tenzometrům. Relativní poloha se teoreticky zajišťuje zasunutím kolíku do jedné z dvojce děr. Prakticky byla použita klešťová utahovací spojka.

Pomocí kombinace tří tenzometrů je možné měřit silové působení v rovině proudění, kolmo na model. Pro naši praxi jsou nezajímavější tři hodnoty, a to síla ve směru proudění (odpor), kolmo na směr proudění (vztlak) a klopný moment.

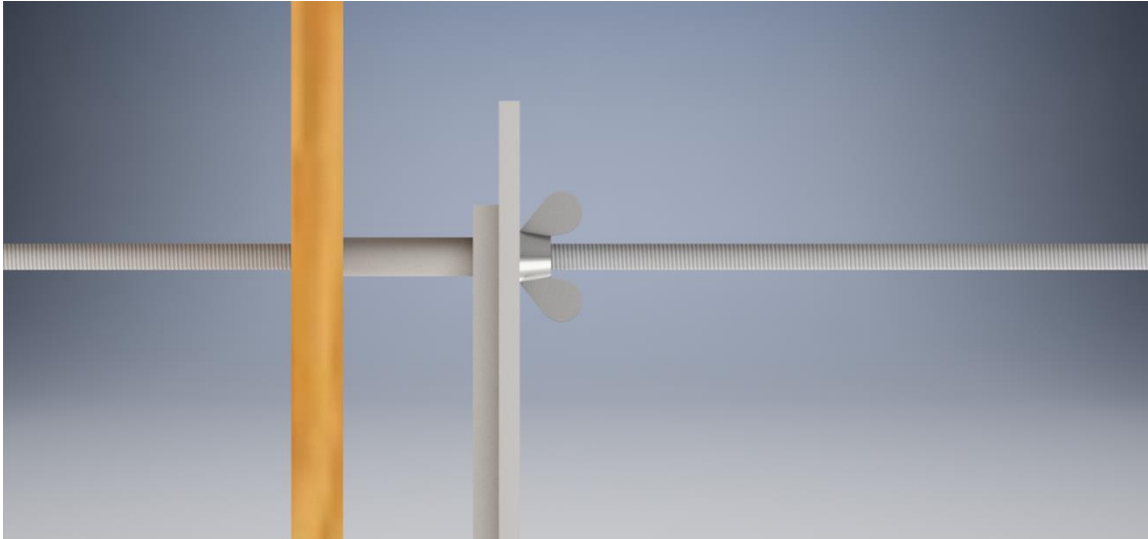


Obr. 22- Váhy pohled shora na měřicí systém

6.1.1 Problematika vah

Při měření na vahách p. Mixou docházelo k značným nepřesnostem. V rámci práce, pro kterou byly váhy konstruovány byly naměřené hodnoty dostačující. Neboť cílem bylo navzájem porovnat charakteristiky profilů a plachet. Pokud předpokládáme, že závady a nepřesnosti, které váhy a měření produkují, jsou pro každé měření stejná, pak jejich relativní porovnání můžeme brát jako správné. Pokud se ovšem pohybujeme v absolutní rovině, poté jsou pro nás takové výsledky nedostačující.

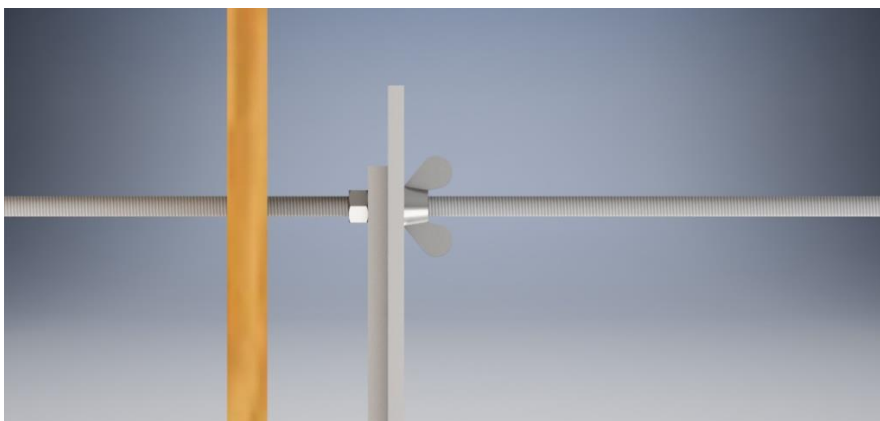
Důkladnou inspekci byl zjištěn nedostatek, který mohl vést ke zkreslení měření. Jedná se o spojení aretační destičky s tyčí, která vychází z modelu. Toto spojení je zajištěno z jedné strany křídlovou maticí a z druhé podepřeno distanční trubkou.



Obr. 23 - Spojení aretační destičky s tyčí modelu

Po dotažení matice dojde přitlačení distanční trubky do bočnice měřícího prostoru, díky čemuž dojde k zajištění aretační destičky. Zároveň s tím však dojde k vzniku třecího odporu v místě styku distanční trubky a bočnice. Tento vzniklý třecí odpor stěžuje přenos silového působení do měřících členů a zcela jistě tak zatěžuje naměřené hodnoty chybou. Pokud bychom nicméně znali sílu, jakou byla matice utažena, dal by se tento odpor dopočítat a korigovat. Problematika je ovšem hlubší.

Pro vyrušení tření na bočnici se nabízí jednoduchá úprava, a to použít namísto distanční trubky matici i na spodní straně aretační destičky (obr. 24). Tímto vyrušíme tření, ovšem nevyřešíme problém s možným pootočením v závitu. Šroubová spojení jsou primárně určena k přenášení osových namáhání a jejich rotační fixace je slabá. Konkrétně je dána geometrií závitu, třecími podmínkami pod hlavou a osovou silou, jakou je spojení předepruto. Moment, který je schopno takovéto spojení přenést může být maximálně součet třecích momentů z výše zmíněných vlivů.



Obr. 24 – Zajištění aretační destičky, úprava šroubem

Abychom vypočítali, jak velké zatížení spoj přeneše, vycházíme ze znalosti utahovacího momentu. Pro něj je určen vztah [35] [36]. První člen na pravé straně vyjadřuje třecí moment v závitu a druhý třecí moment pod hlavou matice. Z něj je možná vyjádřit a dopočítat osovou sílu Q_o .

$$M_u = Q_o * \frac{d_2}{2} * \tan(\gamma + \varphi) + Q_o * f * 1.3 * \frac{d}{2} \quad (19)$$

Vztah (20) [37] určuje obvodovou sílu, kterou je nutno působit na šroub, aby projížděl závitem (21) je pak pouhým přepočtem síly na moment.

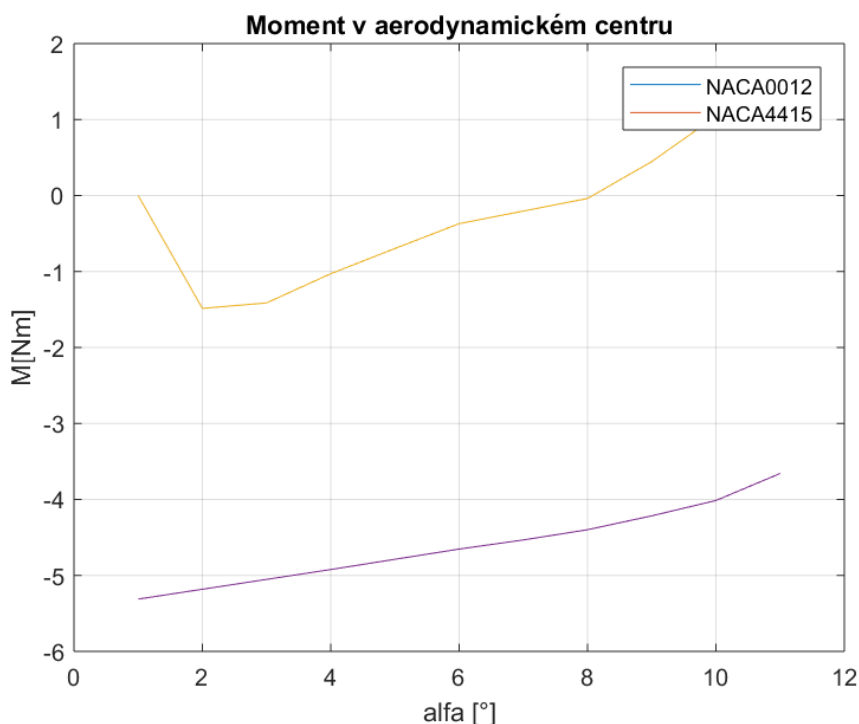
$$F_p = Q_o * \tan(\gamma + \varphi) \quad (20)$$

$$M_p = F_p * \frac{d_2}{2} \quad (11)$$

Vzhledem k tomu, že třecí síla pod hlavou matice je výrazně vyšší než třecí síla v závitu, budeme uvažovat stav, že šroub projíždí oběma maticemi, která setrvávají přitažené k destičce. Po dosažení do výše uvedených vztahů hodnoty pro závit M5 a předpokladu, že člověk je schopen svými prsty působit přibližně nejvíce 1,5 Nm, je pro pootočení takto zataženým závitem nutný moment 0,486 Nm. Pro jednu matici. V našem případě máme čtyři matice (dvě na vrchu a dvě na spodu tunelu), takže výsledný moment vychází 1.94 Nm.

Tím jsme došli k hodnotě, kdy spojení povolí. V případě momentu, který je schopen testovaný profil sám vyvodit, hraje mimo jiné důležitou roli místo, ve kterém model uchycen. Nejvhodnějším místem je aerodynamický střed. Jedná se o místo, nacházející se ve čtvrtině vzdálenosti tětiny křídla od hrany náběhu. Při uchycení v místě aerodynamického středu je moment pro různé úhly náběhu teoreticky konstantní, tedy pro symetrický profil nulový. [38] V praxi tomu tak bohužel přesně není, a i v tomto místě dochází k menším změnám a symetrický profil je namáhán momentem. Z teoretických simulovaných hodnot byl přepočtem z C_m podle (31) vypočítán tento moment pro různé úhly náběhu. Pro symetrický profil vyšlo maximum 1.5 Nm, pro vyklenutý profil až 5.3 Nm (Graf 21).

$$M = C_m * \rho * c * \frac{v^2}{2} \quad (22)$$



Graf 20 -Moment od profilu, uchycen v AC, $Re=100\ 000$, $c=0.3\ m$

6.1.2 Vyvození závěru k vahám

Problém s pootočením závitu bylo nakonec vyřešeno úchytkovou čtyřhrannou tyčí se zdrsněnými čely k jejímiž byly obě aretační destičky dotaženy „na krev“. Během měření bylo pozorováno, zdali nedochází k pootočení vlivem aerodynamických sil. Toto pootočení nebylo sledováno ve většině měřených situací, případně bylo korigováno silnějším upnutím.

Jako větší problém nedostatek se objevil malý otvor ve stropnici a spodní desce vah, kterými procházela prizmatická tyč. Kvůli malému otvoru docházelo k častému opírání o tyče do desek a díky tomu znehodnocení dat. Problém byl vyřešen zvětšením otvorů do velikosti, díky kterým bylo možné také jednodušeji nastavovat model pro různé stavy měření.

Dalším nedostatkem byla nevyváženost modelu, který měl tendenci se naklápět dozadu, směrem k odtokové hraně. Vzhledem k tomu, že model měl na každé straně vůli cca 2,5 mm, nastávaly situace, kde se model vzpříčil k měřicímu prostoru a tím byla data opět znehodnocena. Řešením bylo zavěšení 2 kg závaží na měřicí tyč. To pomohlo model srovnat a dostatečně stabilizovat i v momentech, kdy byla tendence k vibracím.

Posledním nedostatkem byl přenos sil z modelu na měřicí členy, ten byl proveden táhly. U nich se

panovaly obavy z hystereze. Z toho důvodu byla snaha nahradit je spolehlivějšími přípravky. Na závěr se ovšem tyto obavy projeví jako liché a táhla plnila svojí funkci obstojně.

6.2 Model

K měření byl využit model profilu NACA0012 p. Mixy. Model byl vyroben z překližky a k dosažení jemnosti povrchu uzavřen do skelné tkaniny prosycené epoxidovou pryskyřicí.

NACA profily jsou profily, které byly vytvořeny dnes již neexistujícím federálním úřadem pro letecký výzkum. Jsou charakterizovány čtyřmístným kódem XYZZ.

X – procentuální vyklenutí

Y – vzdálenost vyklenutí od hrany náběhu v desítkách procent

ZZ – maximální tloušťka v procentech délky tělvy

Souřadnice profilu jsou dány rovnicemi. Pro symetrický profil, tedy 00ZZ, platí (23) [39].

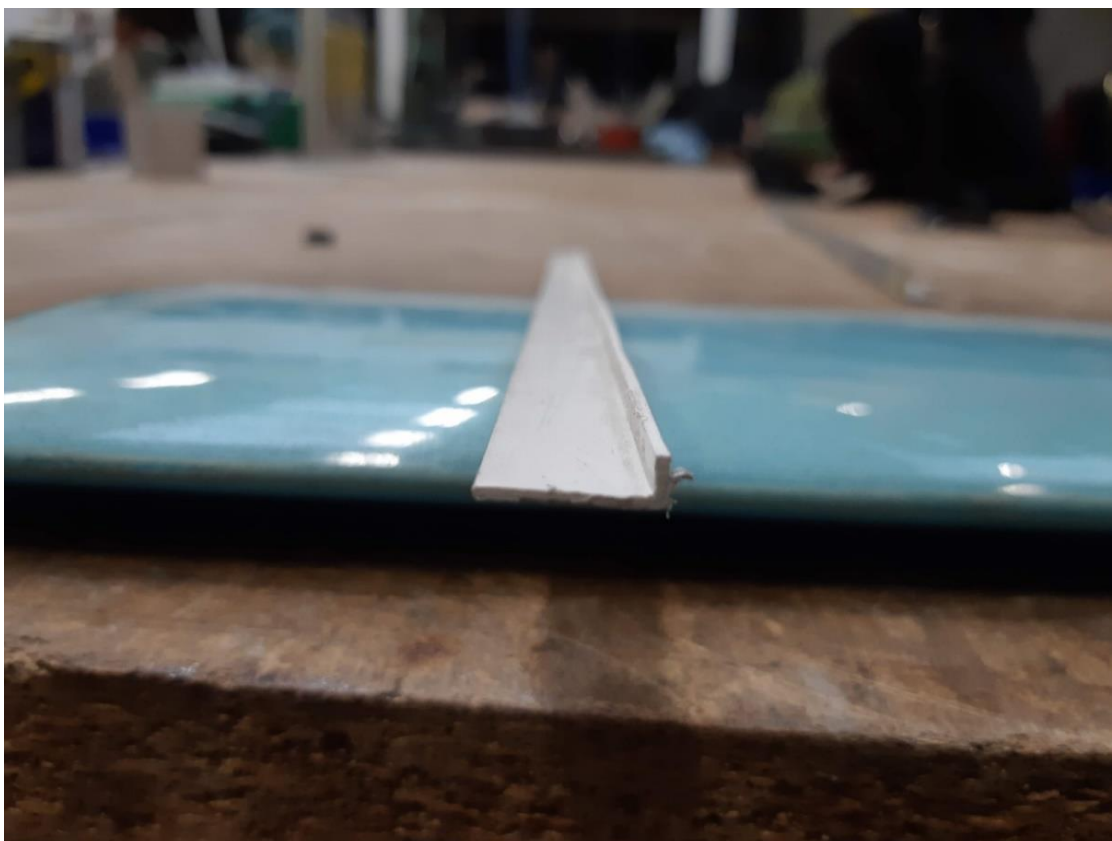
$$\pm y_t = \frac{ZZ}{0.2} (0,2969\sqrt{x} - 0,1260x - 0,3516x^2 + 0,2843x^3 - 0,1015x^4) \quad (23)$$

Uchycení bylo vyřešeno tvarovým spojem, kterým procházela prizmatická tyč. Model byl o rozměrech 450 mm x 200 mm (rozpětí x délka tělvy).



Obr. 25 - Model z profilu

Pro měření G.K. byl vytvořený přídavný díl z plastového materiálu. Díl byl upraven do podoby G.K. s hranou rovnou 2 % délky tětiny profilu, tedy 4 mm.



Obr. 26 - Gurneyho klapka

Při montáži klapky bylo bráno v potaz, aby pokud možno nedošlo ke znehodnocení modelu, který může v budoucnosti sloužit jiným experimentům. Z toho důvodu bylo použito rozebíratelného spoje v podobě oboustranné lepicí pásky, kterou byla klapka připevněna na odtokovou hranu profilu. Hrana G.K. nastavená nabíhajícímu proudu, byla z důvodu hladšího přechodu překryta průhlednou lepicí páskou. Toto řešení se jevílo jako nedostačující, a tak byl pomocí modelovací hmoty zjemněn náběh vytvořením hladkého přechodu. Tento přechod byl dále z důvodu dalšího vyhlazení a také snížení rizika odfouknutí hmoty, či přímo podfouknutí klapky s rizikem jejího odpojení, přelepen izolepou a vyhlazen.



Obr. 27 - Model s Gurneyho klapkou po vyhlazení



Obr. 28 - Model s Gurneyho klapkou

6.3 Měření

Pro měření byly využity 3 tenzometry ve směru kolmém na proudění a 2 ve směru proudění. K hodnotám z posledně zmíněných nebylo přihlíženo, zapojeny byly pouze z důvodu, aby držely model na svém místě. Použity byly 3 kg tenzometry, které byly zapojeny přes převodník do LAN sítě na laboratorní terminál, kde byly prováděny odečty.

Před provedením měření byly tenzometry zkalibrovány 2 kg závažím.

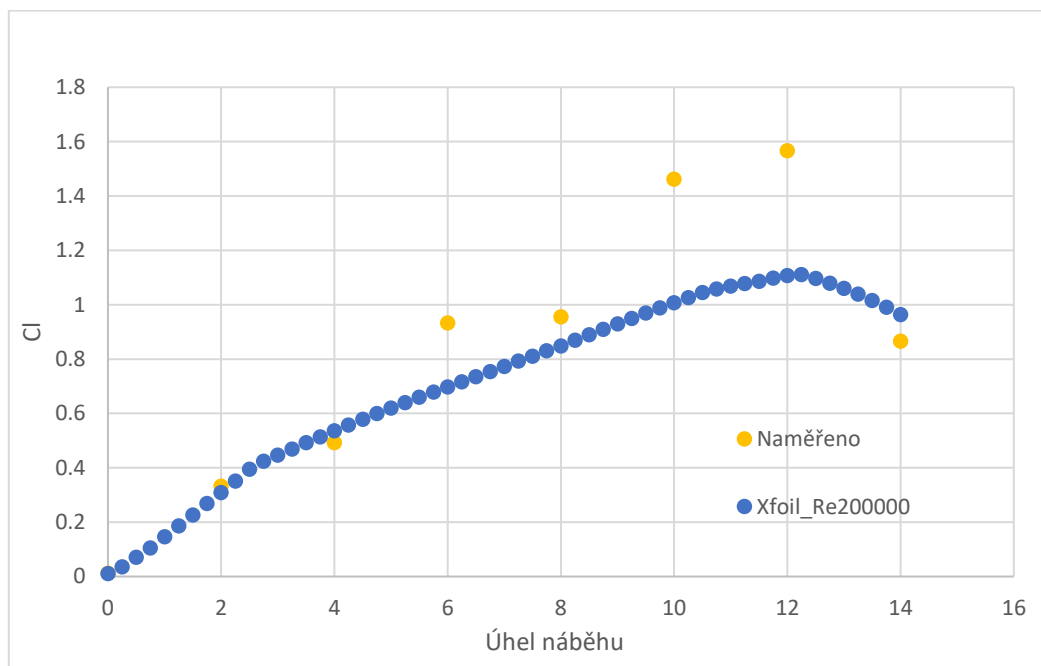
Rychlost proudění byla korigována pomocí frekvenčního měniče na ventilátoru tunelu. Měření bylo provedeno pro dvě rychlosti pohybující se okolo 15 m/s a 22 m/s. Reynoldsova čísla se pohybovala okolo 211 000 a 309 000 respektive. Rychlost proudění byla odečítána z programu, který slouží k ovládání tunelu. Tlakové sondy se nachází v těsně před měřicím prostorem.

Nejprve byla sledována hystereze měřící aparatury. Ta se i přes obavy neprojevila.

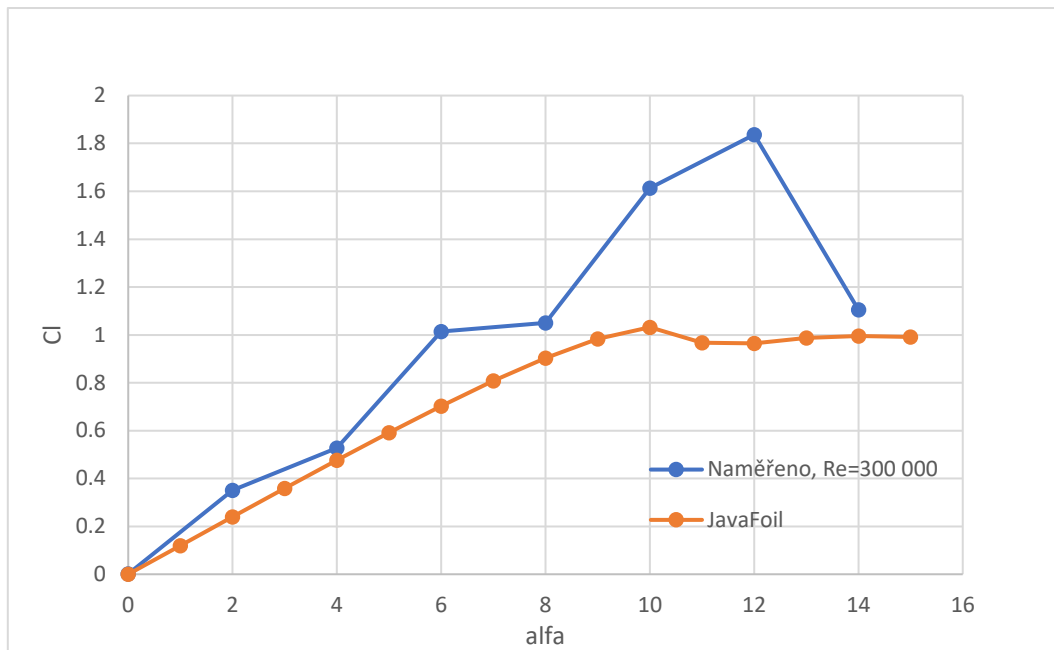
6.3.1 Výsledky

6.3.1.1 Bez Gurneyho klapky

Úhel náběhu byl nastavován pomocí předkreslené stupnice na dně měřicího prostoru. Delta úhlu byla 2°. Výsledek měření je vidět v GRAFU



Graf 21 - $C_l \times \alpha$ bez Gurneyho klapky cca 15 m/s

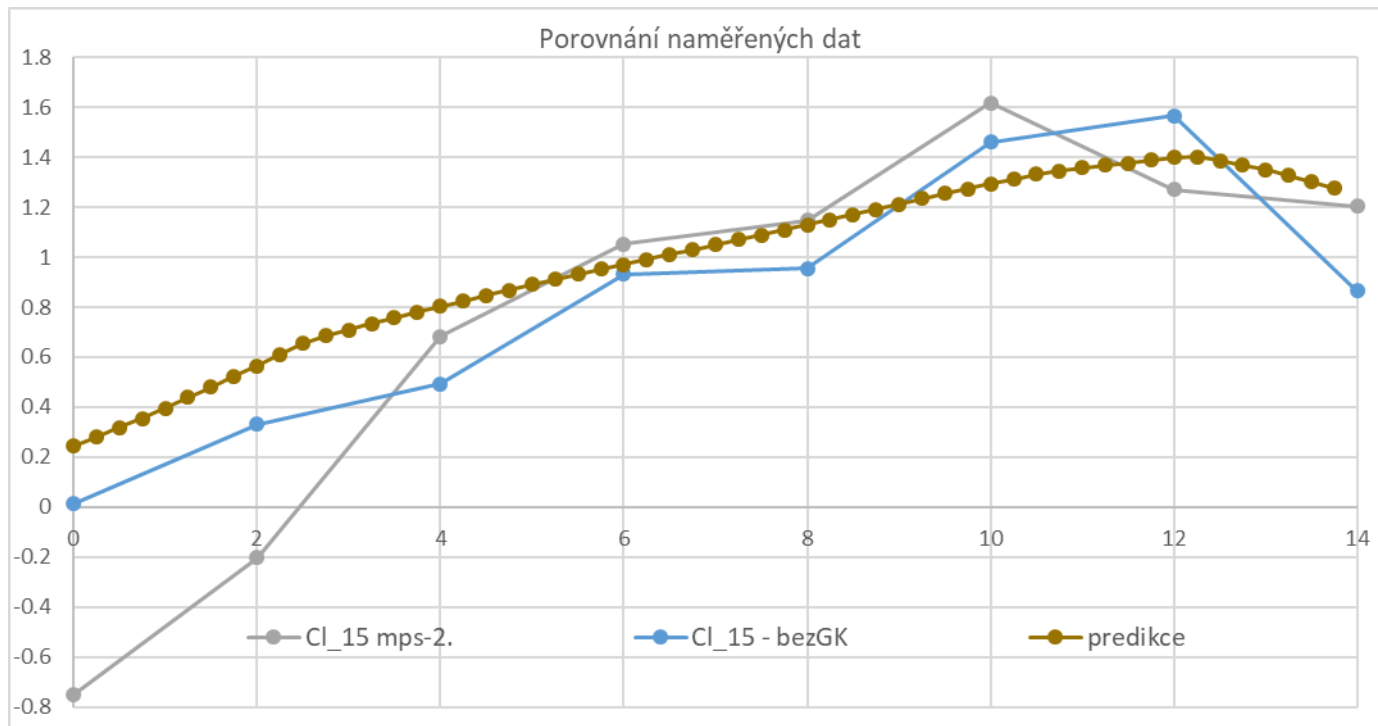


Graf 22 – $C_l \times \alpha$ bez Gurneyho klapky pro cca 22 m/s

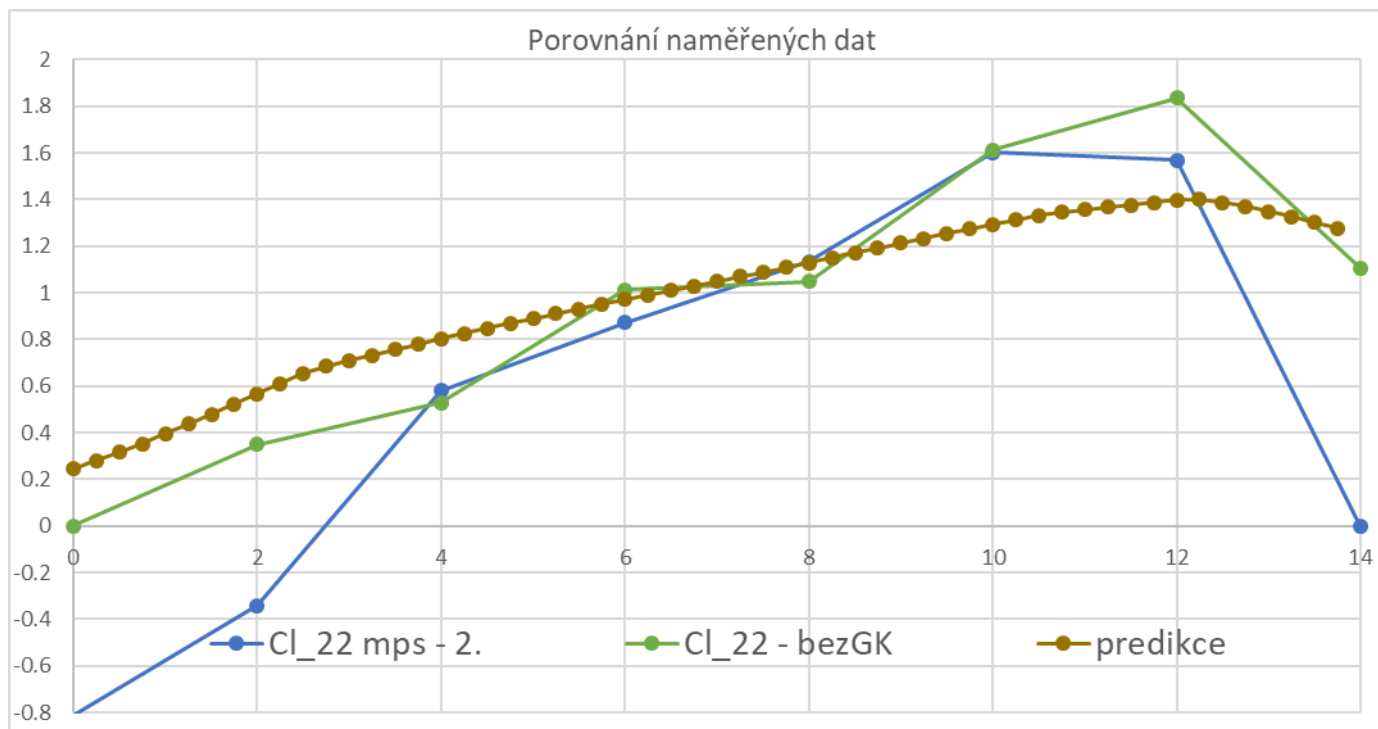
Jak je vidět z grafu pro nižší rychlost, do cca 8° se měření celkem shoduje. S očekávanými výsledky. Výkmit u 6° stupňů vykládám mírným pootočením v závitě a přestavení úhlu náběhu na větší během pokusu. U hodnot vyšších než 8° je již vidět značný nesoulad v absolutní hodnotě. Při vyšších úhlech než 10° docházelo k citelnému kmitání, což je největší pravděpodobností důvod těchto vysokých hodnot. Po 12° však pozorujeme tendenci, která je podobná předpokládanému průběhu ze simulace. Pro naše potřeby je ale důležité relativní porovnání, proto bylo provedeno měření s G.K.

U grafů s vyšší rychlostí docházelo k podobnému efektu jako v předešlém případě váhy v hodnotách na 8° přeměřuj

6.3.1.2 S Gurneyho klapkou



Graf 23 - Cl x alfa s Gurneyho klapkou pro cca 15 m/s (šedá- s G.K., modrá -bez, hnědá -predikce)



Graf 24- Cl x alfa s Gurneyho klapkou pro cca 22 m/s (zelená – bez, modrá – s G.K., hnědá – predikce)

Měření s G.K. vykázala neočekávané chování v oblastech do $\alpha = 2^\circ$. V této oblasti byl naměřen záporný vztlak. Důvodem bude s největší pravděpodobností konstrukce klapky. I přes snahu vyhladit

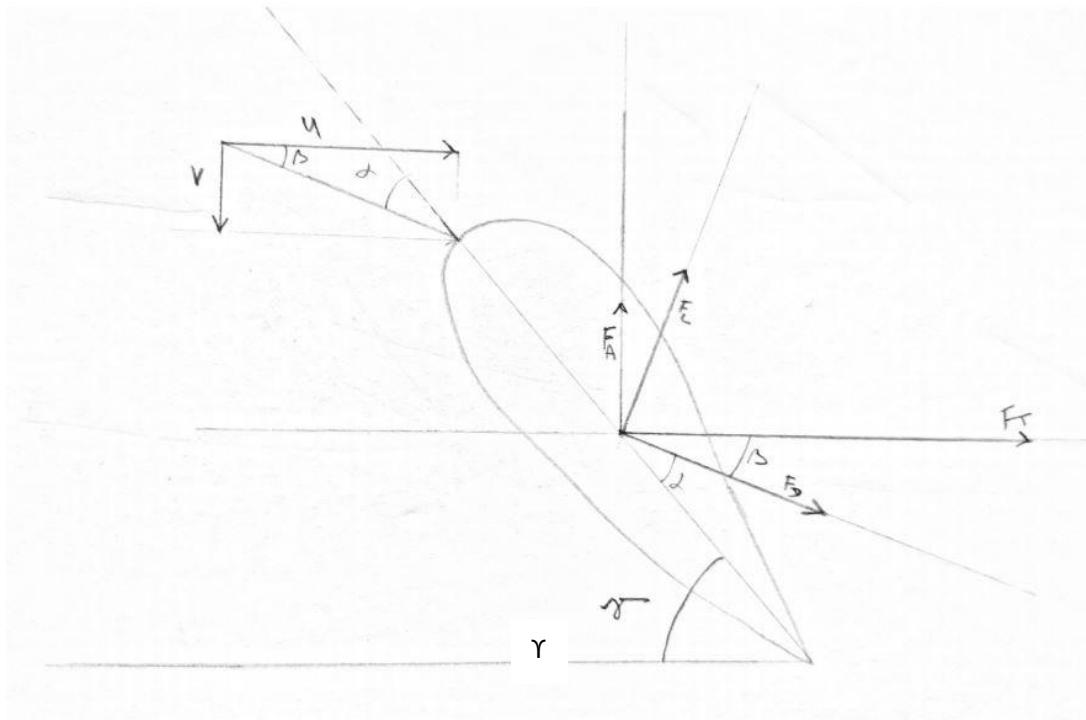
přechod na hraně dílu, který slouží jako klapka, se pořád jedná o modifikaci profilu, která by v ideálním případě vůbec být neměla. Klapka by měla vycházet z přímo z odtokové hrany. Takto tedy dochází ke značné modifikaci obtékání, a tedy i výsledné změně rozložení silového působení. Inspekce proudění v této oblasti je jistě dobrým námět pro další zkoumání. I z toho důvodu, že pokud se podíváme na graf 24 vidíme mezi úhly 4° a 10° , očekávaný průběh. Vztlaková čára s G.K. je vůči čistému profilu posunutá přibližně o 0.18 Cl. Pokud by sledovala tento trend až do 0° dostala by v rámci tolerance měření se do hodnoty určené predikcí.

U hodnot na 10° docházelo při měření k velkým vibracím.

7 Analytický výpočtový model

Listy axiálních ventilátorů se z důvodu snahy o co nejekonomičtější, nejvýkonnější a zároveň nejtichší chod navrhují v různých tvarech. Každá aplikace má specifické nároky a tomu i odpovídají konstrukční řešení lopatek. Některá upřednostňují tichý provoz (větší pomalé lopatky), jiná velký dopravený tlak (menší hustěji). Pro lepší ilustraci a pochopení toho, co se odehrává ve ventilátoru provedeme silový rozbor. Dalším záměrem je pomocí G.K. vytvořit stejný vztlakový profil, jako je u ventilátorů se zkroucenými lopatkami.

Pokud vezmeme v potaz ventilátor tvořený leteckým profilem, který je zkroucen po radiálním směru. Dostaneme silový rozklad, jak je uveden na Obr. 22.



Obr. 29 - Síly na profilu

$$F_T = F_d \cos(\beta) + F_l \sin(\beta) \quad (24)$$

$$F_A = -F_d \sin(\beta) + F_l \cos(\beta) \quad (25)$$

$$\gamma = \arctan \frac{v}{u} \quad (26)$$

F_d odporová síla profilu

F_l vztlaková síla profilu

F_t síla v tečném směru ventilátoru

F_a síla v osovém směru ventilátoru

Na tomto místě je třeba zmínit ještě definici vztlakového koeficientu.

$$C_l = \frac{2F_l}{v_v^2 * \rho * S} \quad (27)$$

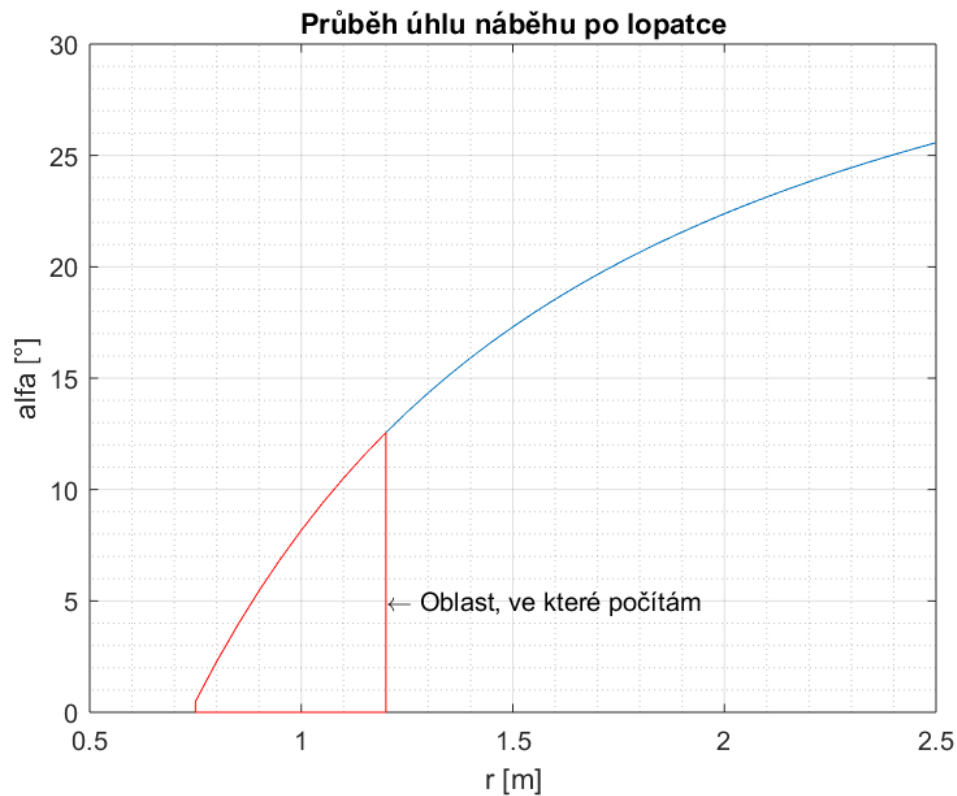
Mějme list stálého profilu, který je pevně uchycen k náboji pod jedním úhlem. Za předpokladu, že rychlost proudění v axiálním směru je stejná v celé ploše ventilátoru, bude směrem k náboji klesat vlivem klesající tečné rychlosti, úhel náběhu, pod kterým je profil ofukován. S ním bude také klesat vztlakový koeficient. Rozložení síly také není konstantní. Myšlenou je tedy využít toho, že G.K. upravuje (zvyšuje) hodnotu vztlaku profilu a upravit pomocí ní profil tak, aby na něm bylo stálé tlakové rozložení po celé délce.

Pro tento účel jsem naprogramoval matlabový skript. Nejprve jsem vypočítal rychlostní poměry a jejich geometrii. Využil jsem stejné hodnoty jako v kapitole 2, které představují reálný ventilátor.

Úhel β je počítán:

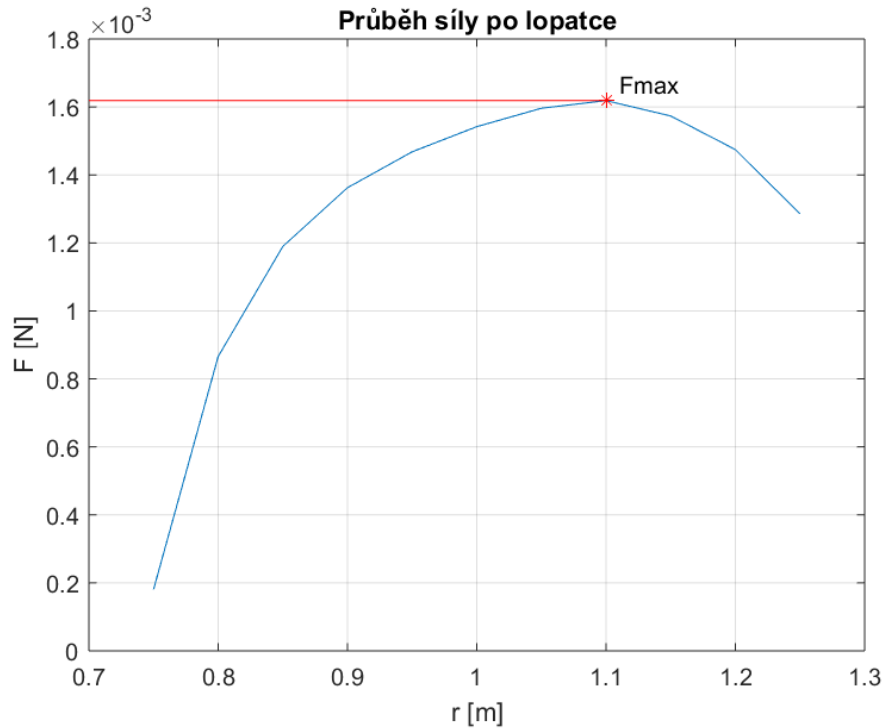
$$\Delta\beta = \tan^{-1}\left(\frac{v}{\Delta u}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{v * 60}{2\pi * n * \Delta r}\right) \quad (28)$$

Zde vyplynulo první omezení. Poměr rychlostí β se pohyboval od 14° do cca 38° , tedy rozmezí přibližně 24° . To je tedy hodnota nejmenší hodnota úhlu náběhu, pod kterým bude pevně fixovaný profil na vnějším průměru ofukován. G.K. nemá velký vliv (pokud nějaký) na úhel náběhu, při kterém dojde k odtržení (viz kapitola 5.2). Je však jasné, že při takovéto hodnotě dojde k odtržení a provozu ve velmi neefektivním režimu. Vzal jsem tedy pouze tu část profilu, která bude pracovat do hodnoty cca 12° (to je přibližný úhel, při kterém se proud na NACA0012 odtrhává). To znamenalo pohybovat se v maximálním poloměru 1.3 m



Graf 25 - Průběh úhlu náběhu na lopatce

Pro jednotlivé řezy vzdálené mezi sebou 0.05 m jsem interpolací bodů vztlakové křivky z Aerofoiltools [33] do mých úhlů náběhu zjistil rozložení C_l po listu. Dalším bodem byl přepočítání na vztlakovou sílu. Rozložení síly je na grafu 26.



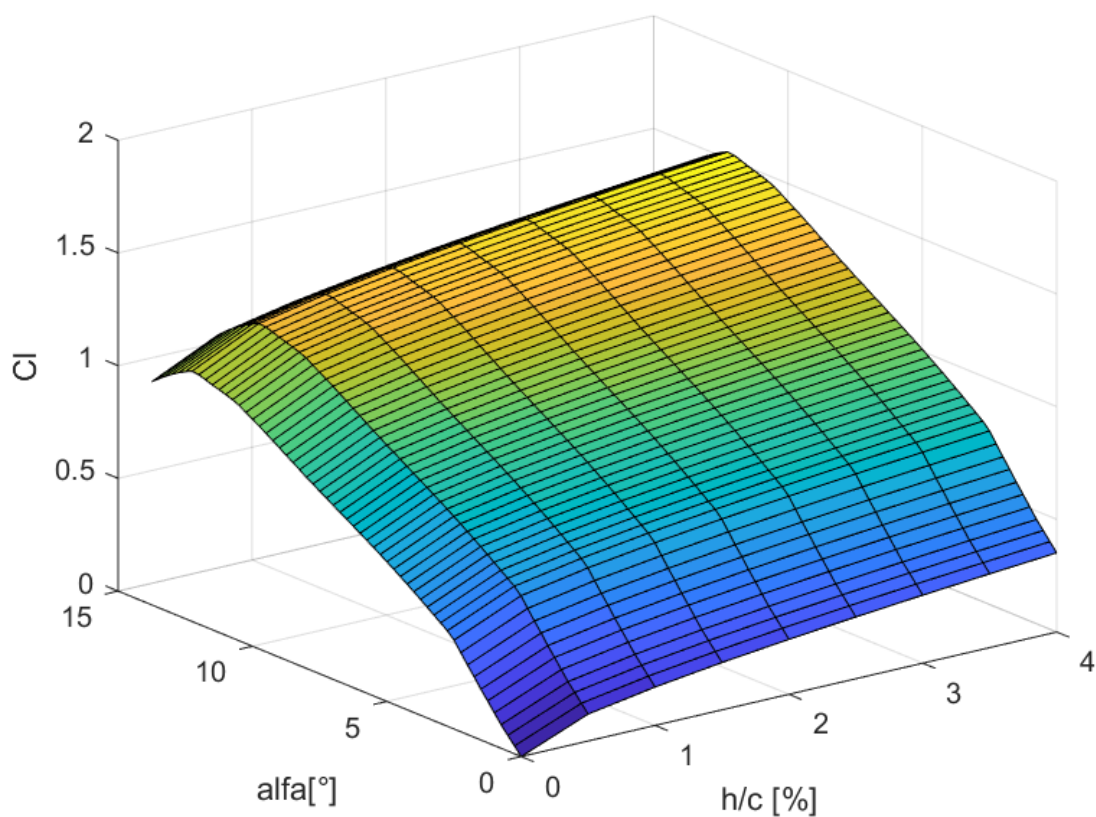
Graf 26 - Průběh síly na lopatce na 1 metr délky listu

Z vypočtené síly jsem rozhodl, že budu chtít profil odladit v celé délce na maximální sílu F_{max} (0.00161 N).

Protože znám vliv G.K. na C_l , přepočtl jsem tuto sílu zpátky na C_l , tedy C_l , které chci v jednotlivých profilech dosáhnout.

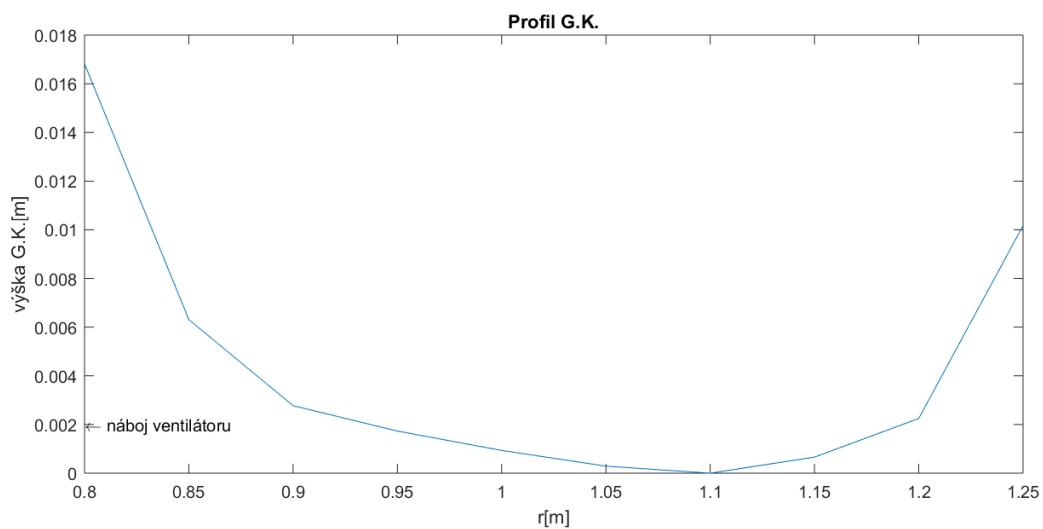
$$C_{l_{které\ potřebuji}} = 2 * F_{max} * v_v^2 * \rho * S_p \quad (29)$$

Hodnot C_l , kterých klapky různých výšek při různých úhlech náběhu dosahují, jsem vypočítal z (13), pro úhly náběhu 0 až 13,75 a výšky G.K. od 0 do 4 %. Tím vznikla mapa závislosti C_l na úhlu náběhu a výšce G.K. $C_l = C_l(\alpha, h/c)$. Z ní jsem interpolací ve dvou směrech odečítal hodnoty výšek G.K., které pro daný úhel náběhu vyvodí změnu, díky které se rozložení síly na profilu stane konstantním.



Graf 27 - Vliv G.K. na C_l pro různé výšky a úhly náběhu

Kolem hodnoty $r = 1,1$ m je výška G.K. nulová, neboť zde síla na čistý profilu dosahuje stejné hodnoty, které chceme dosáhnout. Na obou koncích stoupá, přičemž na straně přilehlé náboji stoupá více, a to tak, že v prostoru přímo u náboje nebylo možné G.K. požadované hodnoty dosáhnout.



Graf 28 - Profil Gurneyho klapky, který je třeba přidat na lopatku, aby bylo dosaženo konstantního rozložení síly

Pro výpočet výkonu jsem vypočetl složku F_l v tangenciálním směru.

$$F_{l,t} = F_l * \sin(\beta) \quad (30)$$

Výkon potom je:

$$P = F_l * u \quad (31)$$

Pro neupravený profil $P_n = 2,4298 \text{ W}$ s G.K. $P_{G.K.} = 3,0350$. Navýšení výkonu díky G.K. je 24.9 %.

8 Závěr

Provedl jsem stručný úvod do problematiky ventilátorů, vliv Gurneyho klapky na výkonové charakteristiky leteckých profilů a také její případné použití na lopatkách axiálního ventilátoru. K odhadu vlivu klapky na vztakovou čáru profilu jsem vytvořil semi-empirický predikční model a aplikoval ho na profilu NACA0012.

Model jsem nejprve simuloval ve Fluentu, kde predikce rozumně odpovídala simulovaným hodnotám. Dále jsem provedl experimentální měření v aerodynamickém tunelu, jak čistého profilu, tak profilu s G.K. Před měřením jsem provedl inspekci měřících vah a odhad jejich nedostatků. Data z těchto měření jsem zanalyzoval. Výsledkem bylo, že v nižší rychlosti (cca 15 m/s) G.K. splňovala v rámci přesnosti měření předpokládané chování a zvyšovala vztakový koeficient. Ve vyšší rychlosti (cca 22 m/s) k výrazné změně nedocházelo. Společným prvkem obou rychlostních režimů bylo otočení vztaku do záporných hodnot při nižších úhlech náběhu. Možné vysvětlení je vliv náběžné hrany prvku, který představoval G.K. a mohl značně ovlivnit rozložení tlaku okolo profilu. Ovšem pro jasnější odhalení podstaty tohoto jevu by bylo vhodné do budoucna podrobit model simulaci, případně vizualizaci.

Posledním bodem byl analytický model G.K., pro lopatku leteckého profilu s pevným úhlem náběhu, který vytvoří na tomto profilu stálé silové rozložení. Tento model jsem vytvořil a na základě hodnot z mé predikce vlivu G.K. vypočítal v Matlabu. Výsledkem je výškové rozložení profilu Gurneyho klapky po profilu lopatky, díky kterému je vztaková síla vyšší a konstantní po délce lopatky. Tato úprava má za následek zvýšení výkonu o cca 25 % oproti neupravené lopatce.

9 Bibliografie

1. World Consumption Statistics. *Global Energy Statistical Yearbook 2018*. [Online] 2018. <https://yearbook.enerdata.net/total-energy/world-consumption-statistics.html>.
2. Gurney Flap. [Online] http://www.formula1-dictionary.net/gurney_flap.html.
3. Liebeck, Robert H. Design of Subsonic Airfoils for High Lift. *AIAA*. Vol.15, 1978, No.9.
4. Pelonis, Sam. Axial Vs. Centrifugal Fans. *PTI Pelonis Technologies. Inc.* [Online] PTI Pelonis Technologies. Inc., 4. listopad 2015. [Citace: 28. prosinec 2018.] <https://www.pelonistechnologies.com/blog/axial-vs.-centrifugal-fans>.
5. Sugarman, Samuel C. *HVAC Fundamentals*. Lillburn : The Fairmont Press Inc., 2005.
6. Pauda, Lukáš. *Vzduchovody*. Plzeň : ZČU, 2017.
7. AeroVent. Surge, Stall, and Instabilities in Fans. *Fan Engineering*. [Online] <http://www.aerovent.com/docs/fan-engineering-topics/surge-stall-and-instabilities-in-fans---fe-600.pdf>.
8. Hluk a Emise. *EPS*. [Online] [Citace: 8. leden 2019.] <http://hluk.eps.cz/hluk/vliv-hluku-na-zdravi/>.
9. *The Basics of AXIAL FLOW FANS*. Hudson : Hudson Product Corporation, 2000. M0100-186 5M W1/00.
10. [Online] <http://allamericanracers.com/the-gurney-flap/>.
11. Students, Admin in Aerodynamics for Engineering. Gurney flaps. *Hel-air*. [Online] 26. únor 2016. [Citace: 20. prosinec 2018.] <http://heli-air.net/2016/02/26/gurney-flaps/>.
12. Gurney flaps make their way onto helicopter rotor blades. *European Commission CORDIS*. [Online] <https://cordis.europa.eu/project/rcn/100661/brief/en>.
13. TedCorp. 2017 Aston Martin DB11 rear Aeroblade and Gurney Flap. *Reddit*. [Online] 16. březen 2017. https://www.reddit.com/r/ThingsCutInHalfPorn/comments/5zsa1d/2017_aston_martin_db11_rear_aeroblade_and_gurney/.
14. A. Paternoster, R. Loendersloot, A. de Boer, R. Akkerman. *SIMULATION OF FLEXIBLE MECHANISMS IN A ROTATING BLADE FOR SMART-BLADE APPLICATIONS*. Enschede, Netherlands : Structural Dynamics and Acoustics, Faculty of Engineering Technology, University of Twente, 2012.

15. G. Diodati, Monica Ciminello, Antonio Concilio. Piezoelectric and electromagnetic solutions aimed at realizing an active Gurney flap. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. 24, 2012, Sv. 8, 924.
16. Li-Hao Feng, Timothy N. Jukes, Kwing-So Choi, Jin-Jun Wang. Flow control over a NACA 0012 airfoil using dielectric-barrier-discharge plasma actuator with a Gurney flap. *Experiments in Fluids*. 52, 2012, 6.
17. G. Pechlivanoglou, C.N. Nayeri, C.O. Paschereit. PERFORMANCE OPTIMIZATION OF WIND TURBINE ROTORS WITH ACTIVE FLOW. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, Volume 1: Aircraft Engine; Ceramics; Coal, Biomass and Alternative Fuels; Wind Turbine Technology*. 2011.
18. *Drag Reduction of Airfoils with Miniflaps, Can We Learn from Dragonflies?* D. W. Bechert, R. Meyer, W. Hage. Denver, CO : AIAA, 2000. Sv. 2315. A0-33793.
19. Davis, Eric Fred. A STUDY OF GURNEY FLAPS AND THEIR INFLUENCE ON AN AIRFOIL. *soar.wichita.edu*. [Online] prosinec 2010. [Citace: 10. prosinec 2018.] https://soar.wichita.edu/bitstream/handle/10057/3715/t10084_Davis.pdf?sequence=3.
20. J. J. Wang, Y.C. Li, K.-S. Choi. Gurney flap—Lift enhancement, mechanisms and applications. *Progress in Aerospace Sciences*. 44, 2008, Sv. 1, 2.
21. S. Jain, N. Sitaram, S. Krishnaswamy. Effect of Reynolds Number on Aerodynamics of Airfoil with Gurney Flap. *International Journal of Rotating Machinery*. 2015, Article ID 628632.
22. J. Shubham, N. Sitaram, S. Krishnaswamy. Computational Investigations on the Effects of Gurney Flap on Airfoil Aerodynamics. *International Scholarly Research Notices*. 2015, Article ID 402358.
23. C. S. Jang, J. C. Ross, R. M. Cummings. Numerical investigation of an airfoil with a Gurney flap. *Aircraft Design*. 1, červen 1998, Sv. 2.
24. X. He, J. Wang, M. Yang, D. Ma a spol. Numerical simulation of Gurney flap on SFYT15thick airfoil. *Theoretical & Applied Mechanics Letters*. 2016.
25. T. Liu, J. Montefort. Thin-Airfoil Theoretical Interpretation for Gurney Flap Lift Enhancement. *AIAA*. 2007, Sv. 44, 2.
26. D. Libin, L. W. Traub. Effect of Aspect Ratio on Gurney-Flap Performance. *AIAA*. 2013, Sv. 50, 4.

27. *Wind Tunnel Test of Gurney Flaps and T-Strips on an NACA 23012 Wing*. M. A. Cavanaugh, P. Robertson, W. Mason. Miami, FL : AIAA, 2007. 2007-4175.
28. Greenblatt, David. Application of Large Gurney Flaps on Low Reynolds Number Fan Blades. *ASME. J. Fluids Eng.* . 2011, Sv. 133, 021102.
29. Liu Chen, Haijun Xie, Jun Xu, Ren Dai and Jian Chen. Experimental and numerical study on the performance of an axial fan with a Gurney flap. *Advances in Mechanical Engineering*. 2018, Sv. 10, 10.
30. Thomas Manoj Kumar Dundi, Nekkanti Sitaram and Munivenkatareddy Suresh. Application of Gurney Flaps on a Centrifugal Fan Impeller. *International Journal of Fluid Machinery and Systems*. 2012, Sv. 5, 2.
31. Traub, Lance W. Prediction of Gurney-Flap Lift Enhancement for Airfoils and Wings. *AIAA*. 2014, Sv. 52, 9.
32. Web Plot Digitalizer. [Online] <https://automeris.io/WebPlotDigitizer/>.
33. Shao, Tuncer CebeciMax PlatzerHsun ChenKuo-Cheng ChangJian P. *Analysis of Low-Speed Unsteady Airfoil Flows*. Berlin : Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2005. 978-3-540-22932-2.
34. Mixa, Jan. *Měření polár profilů pro lodní oplachtění*. Praha : Bakalářská práce, FS ČVUT, 2017.
35. ČVUT, Ú12113 FS. Části a mechanismy strojů I. *Studium ČVUT*. [Online] [Citace: 4. květen 2018.] https://studium.fs.cvut.cz/studium/u12113/%C4%8CMS1/03C_U2_P%C5%99edepjat%C3%BD%20%C5%A1roub-%C5%99e%C5%A1en%C3%AD.pdf.
36. Tightening torque to preload a bolt. *Tibology-abc*. [Online] [Citace: 5. květen 2018.] http://www.tribology-abc.com/calculators/e3_6a.htm.
37. I. H. Palát. *SSPU Ostrava*. [Online] 2011. [Citace: 10. květen 2018.] http://www.sspu-opava.cz/UserFiles/File/_sablon/SPS_II/VY_32_INOVACE_C-07-03.pdf.
38. NASA. Aerodynamic center - ac . *National Aeronautics and Space Administration*. [Online] NASA Glen Research Center. [Citace: 2018. květen 8.] <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/ac.html>.
39. Scott, Jeff. NACA Airfoil Series. *Aerospace Web*. [Online] <http://www.aerospaceweb.org/question/airfoils/q0041.shtml>.

40. D.T. Yen, C. Van Dam, F. Bräeuchle, et al. Active Load Control for Airfoils using Microtabs. *Journal of Solar Energy*. 2001, Sv. 4, 123.

41. *New designs for improved aerodynamic stability on recent Aerospatiale helicopters*. Roesch P., Viullet A. New Orleans La. : 37th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1981.