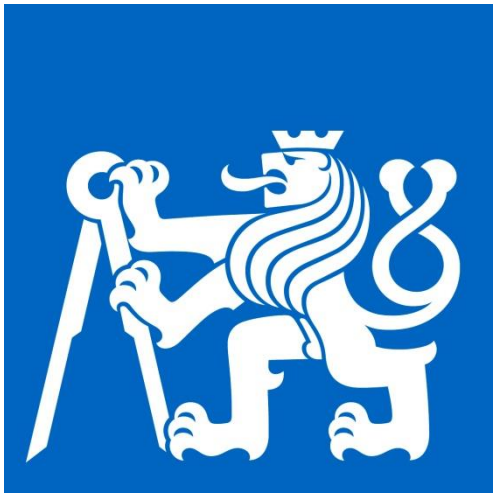
ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY



NÁVRH VSTUPNÍHO ÚSTROJÍ EXPERIMENTÁLNÍHO DMYCHADLA

INTAKE DESIGN FOR EXPERIMENTAL FAN

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2021

Autor:	Jiří Hejna
Studijní program:	N3958 Letectví a kosmonautika
Studijní obor:	3906T008 Letadlová a kosmická technika
Vedoucí práce:	Ing. Jan Klesa, Ph.D.

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Hejna** Jméno: **Jiří** Osobní číslo: **459867**

Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**

Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**

Studijní program: **Letectví a kosmonautika**

Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Návrh vstupního ústrojí experimentálního dmychadla

Název diplomové práce anglicky:

Intake Desing for Experimental Fan

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:
- řešerše
- návrh nového vstupního kanálu
- návrh měření celkového tlaku v kanálu
- CFD simulaci proudění v kanálu
- návrh případných úprav kanálu na základě CFD simulace

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jan Klesa, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2021** Termín odevzdání diplomové práce: **30.07.2021**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Ing. Jan Klesa, Ph.D. podpis vedoucí(ho) práce	Ing. Robert Theiner, Ph.D. 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.

. _____
Datum převzetí zadání

_____
Podpis studenta

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma: „Návrh vstupního ústrojí experimentálního dmychadla“ vypracoval samostatně pod odborným vedením Ing. Jana Klesy, Ph.D. Dále prohlašuji, že veškeré podklady a prameny, ze kterých jsem ve své práci čerpal, jsou uvedeny v seznamu použité literatury.

V Praze dne ---------- ----------

Jiří Hejna

PODĚKOVÁNÍ

Velké díky patří vedoucímu práce panu Ing. Janu Klesovi, Ph.D., za trpělivost a čas strávený konzultacemi, odborné vedení, cenné rady a připomínky během vypracování. Dále bych rád poděkoval panu Ing. Tomáši Čenskému, Ph.D. za rady týkající se CFD simulací v programu Fluent. V neposlední řadě chci poděkovat kolegům z PBS Velká Bíteš, za jejich rady a neocenitelný profesní pohled na řešený problém z letecké praxe.

Především však patří tisíceré díky mé rodině a přátelům, kteří mě nejen nyní, ale během celého studia podporovali a dodávali mi energii. Bez nich by bylo jen velice obtížné být tam, kde jsem dnes. Budu se opakovat, avšak hlavní roli v tomto ohledu mají především moji rodiče, kteří byli, jsou a vždy budou mou inspirací, mým vzorem.

ABSTRAKT

Teoretická část práce shrnuje používaná konstrukční řešení vstupních ústrojí při uspořádání pohonné jednotky v trupu letounu neboli vstupních ústrojí se zakřivenou střednicí. Jsou vysvětleny návrhové požadavky, hlavní kritéria a optimální parametry jimiž je nutné se při návrhu podzvukových vstupů řídit. Jsou uvedena doporučení, na jejichž základě je proveden samotný návrh vstupních kanálů experimentálního dmychadla. Dále jsou provedeny CFD simulace v programu Fluent pro několik variant. Práce porovnává jednotlivá konstrukční řešení, přičemž jsou vybrány dvě varianty, které jsou následně optimalizovány. Výsledkem jsou dva mírně odlišné vstupní kanály se střednicí ve tvaru Y připravené pro výrobu 3D tiskem a následnou verifikaci na měřícím přípravku.

ABSTRACT

The theoretical part summarizes design solutions of intake ducts in case of the arrangement of a propulsion unit in a fuselage of an aircraft, intakes with a curved centerline. The design requirements, main criteria and optimal parameters that must be followed when designing subsonic intakes are described. The design of the intake ducts of the experimental fan is performed on the basis of given recommendations. Furthermore, CFD simulations for several variants are carried out in the Fluent software. The thesis compares computed design solutions, while two variants are selected. Next step is optimalization of the selected variants. The result is the design of two different Y-shaped intake ducts which are prepared for production using additive manufacturing. Subsequent verification on a measuring test rig is introduced.

KLÍČOVÁ SLOVA

Podzvukové vstupní ústrojí, kanál, difuzor, vstup se střednicí ve tvaru Y, experimentální dmychadlo, CFD simulace, měřící přípravek.

KEYWORDS

Subsonic intake, duct, diffuser, Y-shaped duct, twin-intake, experimental fan, CFD simulation, test rig.

OBSAH

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK 8

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ 8

1 ÚVOD 11

2 REŠERŠE 12

2.1 NÁVRHOVÉ POŽADAVKY 12

2.2 DRUHY VSTUPNÍCH ÚSTROJÍ 13

2.2.1 DLE TVARU KANÁLU 13

2.2.2 DLE POUŽITÍ 14

2.3 HLAVNÍ PARAMETRY A KONSTRUKCE 16

2.3.1 DIFUZOR 16

2.3.2 SOUČINITEL ZACHOVÁNÍ CELKOVÉHO TLAKU A ÚČINNOST DIFUZORU 18

2.3.3 SOUČINITEL ZACHOVÁNÍ STATICKÉHO TLAKU DIFUZORU 19

2.3.4 IDEÁLNÍ DIFUZOR 19

2.3.5 REÁLNÝ DIFUZOR A JEHO VLASTNOSTI 20

2.3.6 ŘEŽIMY PROUDĚNÍ V DIFUZORU 21

2.3.7 PŘECHODOVÉ KANÁLY 23

2.3.8 OPTIMÁLNÍ PARAMETRY 24

2.4 DOPORUČENÍ A PŘÍSTUP K NÁVRHU PODZVUKOVÝCH VSTUPNÍCH ÚSTROJÍ 25

2.5 NÁVRH JEDNODUCHÉHO PODZVUKOVÉHO VSTUPNÍHO ÚSTROJÍ S PŘÍMOU STŘEDNICÍ 31

2.6 VSTUPNÍ ÚSTROJÍ SE ZAKŘIVENOU STŘEDNICÍ 36

2.6.1 VSTUPNÍ ÚSTROJÍ SE STŘEDNICÍ VE TVARU S 37

2.6.2 VSTUPNÍ ÚSTROJÍ SE STŘEDNICÍ VE TVARU Y 37

3 NÁVRH NOVÉHO VSTUPNÍHO KANÁLU 42

3.1 UL-39 ALBI 42

3.2 VSTUPNÍ KANÁLY EXPERIMENTÁLNÍHO DMYCHADLA 43

3.2.1 OKRAJOVÉ PODMÍNKY 43

3.2.2 TVAR VSTUPNÍHO PRŮŘEZU 44

3.2.3 1D ANALYTICKÝ VÝPOČET 45

4 CFD SIMULACE 48
4.1 NASTAVENÍ SIMULACE 48
4.1.1 FLUENT MESHING 48
4.1.2 FLUENT 48
4.2 ŘEŠENÉ VARIANTY 50
4.3 VÝSLEDKY 51
4.4 UPRAVENÉ KANÁLY 55
4.4.1 KANÁL V3-2 55
4.4.2 CITLIVOSTNÍ ANALÝZA V3-2 56
4.4.3 KANÁL V2-2 57
4.4.4 CITLIVOSTNÍ ANALÝZA V2-2 58
4.4.5 POROVNÁNÍ VSTUPNÍHO KANÁLU V3-2 A V2-2 59
4.4.6 ZHODNOCENÍ A KOMENTÁŘ K PROVEDENÝM SIMULACÍM 60
5 NÁVRH MĚŘENÍ 61
5.1 MĚŘÍCÍ PŘÍPRAVEK 61
5.1.1 NÁBĚŽNÁ HRANA A ŘEZAČE MEZNÍ VRSTVY 63
6 ZÁVĚR 64
SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY 65
SEZNAM OBRÁZKŮ 68
SEZNAM TABULEK 72
SEZNAM PŘÍLOH 73

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
MSA	Mezinárodní standartní atmosféra
MV	Mezní vrstva
UL	Letoun ultralehké kategorie

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

$A\ [m^2]$	plocha
$AR\ [-]$	průřezový poměr
$c\ [m.s^{-1}]$	absolutní rychlost
$c_p\ [J.kg^{-1}.K^{-1}]$	měrná tepelná kapacita při konstantním tlaku
$C_P\ [-]$	součinitel zachování statického tlaku
$D\ [m]$	průměr
$D, F\ [N]$	odporové síly
$GR\ [-]$	růstový faktor
$H\ [m]$	nadmořská výška
$\Delta H\ [m]$	ztráta celkového tlaku
$IDC\ [-]$	součinitel obvodové distorze
$IDR\ [-]$	součinitel radiální distorze
$\dot{m}\ [kg.s^{-1}]$	hmotnostní průtok
$M, Ma\ [-]$	Machovo číslo
$n\ [min^{-1}]$	otáčky za minutu
$n\ [-]$	počet buněk výpočetní sítě
$N, L, l, W\ [m]$	rozměry difuzoru
$p\ [Pa]$	tlak
$q\ [Pa]$	dynamický tlak

$r\ [J.kg^{-1}.K^{-1}]$	měrná plynová konstanta
$R, r\ [m]$	poloměr
$Re\ [-]$	Reynoldsovo číslo
$s\ [J.kg^{-1}.K^{-1}]$	měrná entropie
$t\ [°C],\ T\ [K]$	teplota
x, y, z	osy souřadného systému
$\alpha\ [°]$	úhel náběhu
$\eta\ [-]$	účinnost
$\kappa\ [-]$	Poissonova konstanta
$\lambda\ [-]$	součinitel rovnoměrnosti
$\xi\ [-]$	součinitel ztrát
$\pi,\ \sigma_{VS}\ [-]$	součinitel zachování celkového tlaku
$\rho\ [kg.m^{-3}]$	hustota
$\rho_N\ [m]$	poloměr náběžné hrany
$\tau\ [-]$	teplotní poměr
$\varphi\ [-]$	průtokový součinitel
$\phi\ [°]$	úhel rozevření difuzoru
$\psi\ [°]$	zakřivení střednice difuzoru
0	rovina nerozrušeného proudu před vstupem
$1, HL$	rovina náběžné hrany
2	rovina vstupu do dmychadla
A/C	letoun
c	celkový stav
d	difuzor
G	gondola
$ideal$	ideální stav
i, j	indexy

ind	individuální
iso	isoentropický děj
iw, ow	vnitřní, respektive vnější stěna kanálu
k	korigované parametry na podmínky MSA
$spin$	vstupní kužel rotoru dmychadla
sys	systém
th	neužší průřez difuzoru

1 ÚVOD

Diplomová práce se zabývá návrhem vstupních kanálů experimentálního dmychadla, plynule navazuje na práci bakalářskou, jejímž tématem bylo měření jeho charakteristik. Vstupní ústrojí je klíčovým prvkem pro správný provoz a účinnost kteréhokoli tepelného stroje/motoru. V případě létajících prostředků se jedná o systém, který musí být schopný vykonávat požadovanou funkci při zachování daných parametrů v jakékoli poloze, za různých podmínek okolního prostředí, při zvládnutí širokého spektra jednotlivých pracovních režimů. Charakteristika vstupního ústrojí zásadně ovlivňuje chod dmychadla/kompresoru, tím i stabilitu proudu celým motorem a tím pádem i tah, účinnost, měrnou spotřebu, ale i spolehlivost a životnost.

Jedním z cílů práce je shrnutí poznatků důležitých pro návrh podzvukových vstupních ústrojí a jejich aplikace. Práce předkládá příklady používaných konstrukčních řešení v praxi, jejich vlastnosti a problémy, se kterými se výpočtáři musí během návrhu vypořádat. Návrh kanálu lze rozdělit na několik částí. Předběžný analytický návrh dle daných parametrů, simulace – numerické řešení metodou konečných objemů, optimalizace, analýza a porovnání řešených variant. Simulace je nutné provést z důvodu komplexního tří dimenzionálního charakteru proudění. Na základě simulací lze zkoumat vliv geometrie kanálu na výkony dmychadla, samotné proudění v nich, tj. ztráty a odtržení, geometrii je možné na základě vypočtených parametrů optimalizovat tak, aby byla co nejnižší ztráta celkového tlaku a co nejvyšší rovnoměrnost proudu na vstupu do dmychadla, což jsou hlavní kritéria hodnocení a porovnání.

Navázání na bakalářskou práci spočívá mimo jiné v použití měřícího přípravku, který byl navržen s ohledem na budoucí měření. Díky modulové koncepci lze původní vstupní kanál zaměnit za kanál nový. Je nasnadě použití obdobného postupu měření parametrů proudu. Tímto způsobem je možné provést verifikaci počítačových simulací. Tato práce se však zabývá pouze návrhem zmíněného měření a nechává tak jeho provedení až na další akademické práce řešené při Ústavu letadlové techniky FS ČVUT v Praze.

2 REŠERŠE

Hlavním úkolem vstupních ústrojí leteckých motorů a zařízení je zaručení přívodu potřebného množství vzduchu ke kompresoru. Přeměna kinetické energie vstupujícího vzduchu na energii potenciální (uplatňuje se při vyšších rychlostech), tzn. stlačení vzduchu již před kompresorem s cílem snížit jeho rychlost na požadovanou hodnotu, výsledkem je vyvinutí maximálního efektivního tahu soustavy při zachování stability a spolehlivosti provozu. V nízkých rychlostech nebo při startu letounu je naopak díky tahu motoru vzduch před a uvnitř vstupní soustavy akcelerován. Kinetická energie proudícího vzduchu pro podzvukové letouny není velká, hlavní stlačení tak probíhá až v kompresoru. Je evidentní, že z hlediska aerodynamiky se změnou rychlosti letu se mění optimální geometrie ústrojí, tzn. pro zaručení minimální disipace energie by tvar kanálu měl být plynule regulovatelný. Regulace vstupního ústrojí je však konstrukčně velice náročný úkol a pro podzvukové rychlosti je přínos malý. Z tohoto důvodu se podzvukové vstupy navrhují pro rychlost, která za provozu nejvíce převládá. Z hlediska ztrát je doporučeno navrhovat na rychlosti vyšší až maximální. Proudové cesty nadzvukových letounů jsou většinou regulovatelné.

Obr. 1 – Experimentální ultralehký letoun UL-39 Albi s nekonvenčním dmychadlovým pohonem – vstupní ústrojí s řezači mezní vrstvy na bocích trupu (Y-tvar) (1)

Dle konstrukce lze vstupní ústrojí dělit na vnější a vnitřní. Vnější je součástí draku letounu (gondoly), zatímco vnitřní přední částí motorů. Soustavu tvoří aerodynamicky navržené kanály, optimalizované pro minimální ztrátu celkového tlaku proudu vzduchu přiváděného do motoru při současném zajištění rovnoměrného proudového a tlakového pole v místě vstupu do kompresoru/dmychadla.

2.1 NÁVRHOVÉ POŽADAVKY

Souhrn hlavních požadavků kladených na vstupní ústrojí:

- Zaručené množství přivedeného vzduchu
- Minimální disipace celkového tlaku

- Rovnoměrné tlakové a rychlostní pole před kompresorem zabezpečující stabilní chod motoru ve všech režimech letu
- Z hlediska obtékání motoru je třeba zajistit minimální čelní odpor
- Bezpečná funkce bez odtrhávání proudu
- Zamezení vniknutí cizích těles, s tím souvisí vhodné umístění pohonné jednotky na letounu
- Vnější část vstupního hrdla společně s vnějším pláštěm hnací trysky – snaha o snížení hluku pohonného ústrojí
- Malé rozměry, jednoduchost konstrukce a snadná obsluha
- Nízká hmotnost a výrobní náklady

2.2 DRUHY VSTUPNÍCH ÚSTROJÍ

2.2.1 DLE TVARU KANÁLU

Jedním z mnoha rozlišení, podle kterých by se daly vstupy členit je jejich tvar. Ten závisí na různých faktorech: typ, použití a rychlost letounu, druh a místo uchycení pohonné jednotky atp. Historicky lze pozorovat rozličná konstrukční řešení, vstup kruhový, půlkruhový, hranatý, eliptický atd.

Obr. 2 – Proudový stíhací letoun MiG-15 – vstupní ústrojí čelní umístěné přímo v trupu (2)

Obr. 3 – Vojenský proudový podzvukový cvičný letoun Aero L-29 Delfín – vstupní ústrojí v kořenech křídel (3)

Obr. 4 – Podzvukový cvičný letoun Aero L-39 Albatros a víceúčelový lehký bojový letoun Aero L-159 Alca – vstupní ústrojí s řezači mezní vrstvy na bocích trupu (Y-tvar) (4)

2.2.2 DLE POUŽITÍ

Jak je ilustrováno, existují vstupy čelní, boční, individuální nebo společné. Dle návrhového bodu, Machova čísla letu lze vstupní ústrojí členit na podzvuková a nadzvuková, která pak můžeme dále rozdělit na pevná nebo stavitelná. Vhledem

k zaměření této práce se text dále omezí pouze na ústrojí podzvuková pevná (neregulovatelná). Pro informaci, tato se používají pro motory až do $M = 1{,}4$. V případě použití podzvukového typu vstupního ústrojí nad zmíněnou hranici, stoupají ztráty vlivem čelních rázových vln nad únosnou mez.

Obr. 5 – Letoun Lockheed L-1011 Tristar letecké společnosti Pan Am – vstupní ústrojí motorů na křídlech kruhové krátké s přímou střednicí, vstupní ústrojí motoru v zadní části kruhové dlouhé se zakřivenou střednicí (S-tvar) (5)

Obr. 6 – Vizualizace bezpilotního létajícího prostředku poháněného proudovým motorem české výroby PBS TJ100 – vstupní ústrojí na horní straně trupu (S-tvar) (4)

Obr. 7 – Podzvukový cvičný cíl Phoenix připravený ke stratu z katapultu – vstupní ústrojí v zadní části trupu na bocích (NACA vstup) (6)

2.3 HLAVNÍ PARAMETRY A KONSTRUKCE

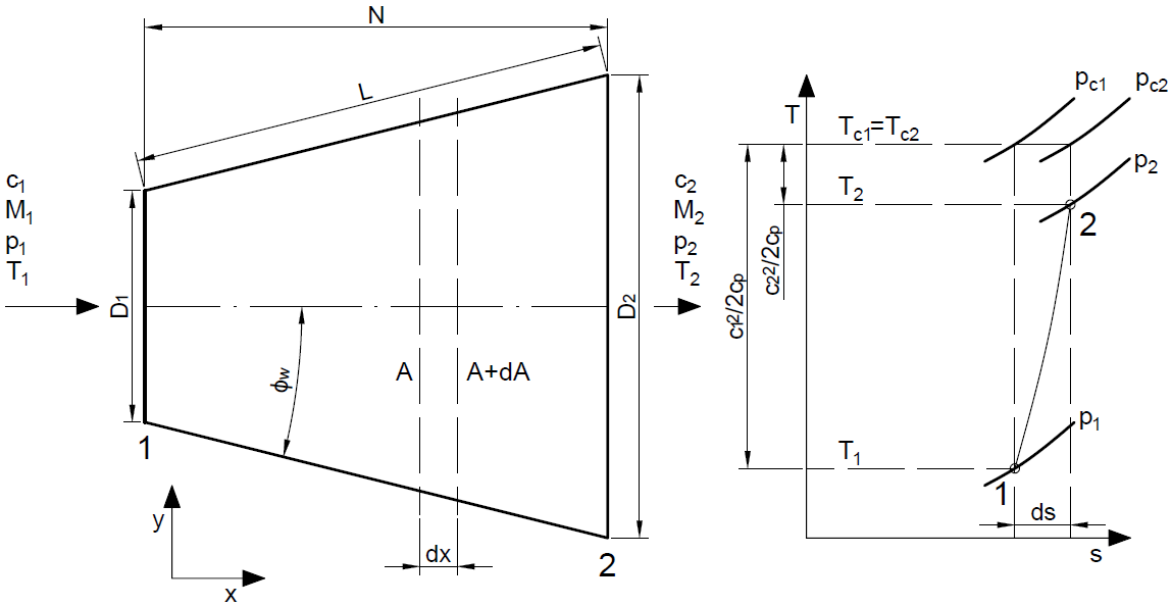
Podzvuková vstupní ústrojí se vyznačují plynulými a zaoblenými křivkami a tvary, díky této geometrii nejsou tolik náchylná na snížení výkonových parametrů vlivem změny úhlu vstupu média do motoru.

Vnitřní část soustavy může být rozdělena na dvě části, vstupní difuzor a prodlužovací kanál. Při $M < 1$ nastává u podzvukového vstupu k poklesu rychlosti proudu ve vstupním difuzoru, přičemž roste jeho tlak. Prodlužovací kanál je přibližně konstantního průřezu, snaží se dopravit vzduch do motoru při co možná nejmenších ztrátách, před vstupem do oběžného kola se pak z důvodu co největšího zrovnoměrnění proudového pole zužuje. Zde se rychlost mírně zvýší a tlak poklesne.

Pro zajištění rovnoměrné práce celého motoru se vstupní ústrojí leteckých motorů osazují protipumpážními klapkami a ventily, které v případě přebytku vzduchu odpustí potřebné množství do okolní atmosféry. Obdobně fungují klapky pro přisávání vzduchu při jeho nedostatku.

2.3.1 DIFUZOR

Ze studia jednorozměrného proudění stlačitelného média v základech dynamiky tekutin, rovnice (2.1), je známo, že pro podzvukové kanály – difuzory platí následující skutečnost. S růstem průtočné plochy klesá rychlost c, zatímco statický tlak p roste.



Obr. 8 – Podzvukový difuzor a T-s diagram zobrazující statické a celkové stavy proudící tekutiny (7)

Difuzor je divergentní kanál, jedná se o část potrubí, ve kterém se průřez ve směru proudění spojitě rozšiřuje. Jeho cílem je převedení kinetické energie vstupujícího média na tlakovou (potenciální), při minimalizaci ztrát a maximalizaci účinnosti celého zařízení. Existují kruhové, čtvercové, obdélníkové, prstencové. Lze je dělit na rovinné nebo prostorové, dále pak s přímou nebo zakřivenou střednicí, dlouhé, normální a krátké.

Hlavními parametry jsou parametr účinnosti η_d a součinitel zachování celkového tlaku.π_d.

Z Bernoulliho rovnice a rovnice kontinuity lze při zanedbání tření psát následující rovnici

$$(M^2 - 1)\frac{dc}{c} = \frac{dA}{A}. \tag{2.1}$$

Jednou z vlastností difuzoru je jeho záporný tlakový gradient (opak funkce trysky), s tím souvisí narůstání tloušťky mezní vrstvy na stěnách kanálu, dochází k destabilizaci proudu a laminární proudění přechází v turbulentní již při nižších Reynoldsových číslech. V případě, že proud na vstupu je turbulentní, dochází ke změně charakteristiky turbulence. Záporný tlakový gradient společně s vazkostí média implikuje odtržení proudu od stěn, dochází ke zpětnému proudění, výsledkem je zvýšení ztrát.

Průběh veličin při prostupu difuzorem popisuje Obr. 8. Statický tlak vzroste, s tím vzroste taktéž statická teplota. Kinetická energie proudu na vstupu do difuzoru $c_1^2/2$ se jeho prostupem sníží na výslednou kinetickou energii na výstupu $c_2^2/2$. Aby

nedocházelo k rozsáhlým separacím MV musí být každý difuzor navržen tak, aby ke snižování rychlosti z c_1 na c_2 docházelo postupně.

Při uvažování adiabatického jevu – bez sdílení tepla s okolním prostředím, jsou si celkové teploty na vstupu a výstupu z difuzoru rovny,

$$T_{0c} = T_{1c} = T_{2c},$$

$$T_{0c} = T_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2\right). \tag{2.2}$$

V neposlední řadě, celkový tlak ve výstupním průřezu je nižší než na vstupu do difuzoru, s tím souvisí vzrůst entropie ds.

2.3.2 SOUČINITEL ZACHOVÁNÍ CELKOVÉHO TLAKU A ÚČINNOST DIFUZORU

Součinitel zachování celkového tlaku popisuje hydraulické ztráty, které vznikají během stlačování vzduchu ve vstupním ústrojí. Poměr celkového tlaku v řezu před kompresorem vůči celkovému tlaku vzduchu před vstupem do motoru,

$$p_{0c} = p_{1c} > p_{2c},$$

$$\pi_d = \frac{p_{2c}}{p_{0c}} = \frac{p_{2c}}{p_{1c}} < 1, \tag{2.3}$$

$$p_{0c} = p_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}. \tag{2.4}$$

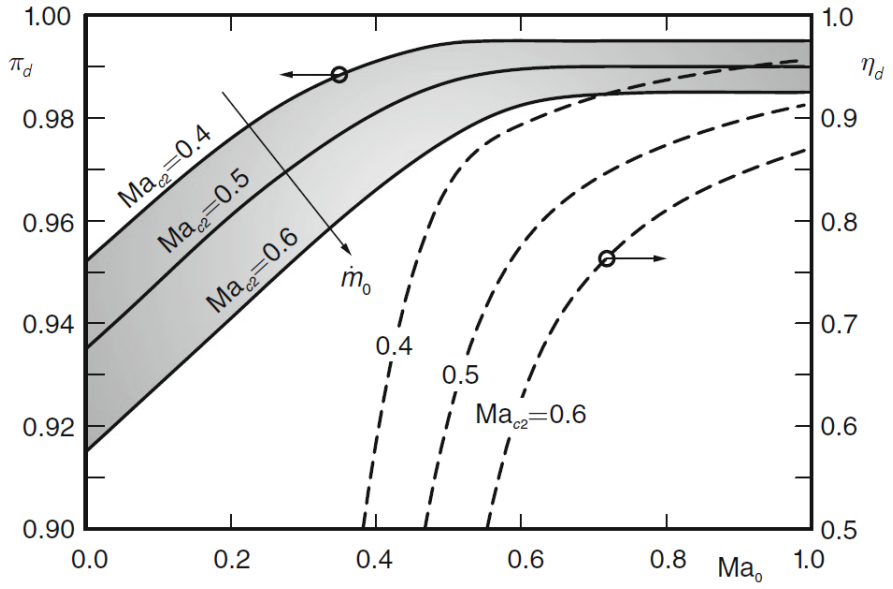
V české literatuře bývá tento součinitel někdy označován jako σ_{VS}, jeho hodnota se pohybuje okolo 0,96 ÷ 0,98, dnešní odborné články udávají až 0,995 ÷ 0,997. Jedná se o proměnnou jejíž hodnota by měla být určena experimentálně.

Účinnost je poměr specifické isoentropické tlakové práce $c_p(T_{2ciso} - T_0)$ a specifické kinetické energie vstupujícího proudu $c_0^2/2$. Po úpravách:

$$\eta_d = \frac{\pi_d^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \tau_0 - 1}{\tau_0 - 1}, \tag{2.5}$$

$$\tau_0 = \frac{T_{0c}}{T_0} = \left(\frac{p_{0c}}{p_0}\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2. \tag{2.6}$$

Při letu v cestovním režimu je ztráta celkového tlaku relativně malá, účinnost je tím pádem relativně dobrá. Při nízkých rychlostech nebo při vzletu dochází však k významnému odtrhávání proudu, což zhoršuje jeho kvalitu, účinnost značně klesá. Dle Bernoulliho rovnice při snížení rychlosti dochází k nárůstu statického tlaku, při jeho příliš rychlém nárůstu má proud tendenci se utrhnout, toto chování má rozhodující vliv na MV a tím pádem i na účinnost.



Obr. 9 – Součinitel zachování celkového tlaku a účinnost v závislosti na Machově čísle letu a hmotnostním průtoku motorem (8)

2.3.3 SOUČINITEL ZACHOVÁNÍ STATICKÉHO TLAKU DIFUZORU

Někdy také uváděný jako výkonový parametr difuzoru

$$C_P = \frac{p_2 - p_1}{\bar{q}_1} = \frac{\Delta p}{\rho_1 \bar{c}_1^2/2}. \tag{2.7}$$

Čárka nad veličinou dynamického tlaku v rovnici (2.7) značí použití zprůměrované rychlosti.

Tento bezrozměrný parametr popisuje nárůst statického tlaku, což je výsledkem kinetické energie vstupujícího proudu. Při uvažování stlačitelného média se na statický tlak přemění jak kinetická energie, tak energie vnitřní, v případě že uvažujeme nestlačitelné médium, je na tlak přeměněna pouze energie kinetická.

2.3.4 IDEÁLNÍ DIFUZOR

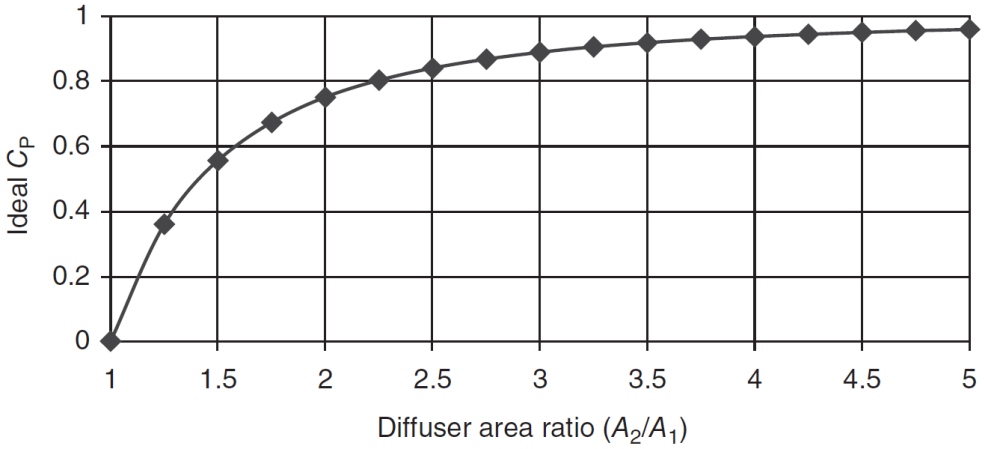
Uvažujeme nestlačitelné a neviskózní prostředí.

Z Bernoulliho rovnice a rovnice kontinuity při uvažování jednorozměrného proudění lze vztáhnout rovnici popisující zachování statického tlaku na poměr výstupního a vstupního průřezu difuzoru $A_2/A_1 = AR$,

$$C_{P_{ideal}} = \frac{q_1 - q_2}{q_1} = 1 - \left(\frac{A_1}{A_2}\right)^2 = 1 - \frac{1}{AR^2}. \tag{2.8}$$

Pro velké AR, $C_{P_{ideal}} \to 1$, což znamená, že pokud se výstupní průřez blíží nekonečnu, je vstupní dynamický tlak kompletně přeměněn na tlak statický. Nicméně je zřejmé, že rovnice (2.8) není funkcí rozměrových vlastností difuzoru, což je důsledek

provedených zjednodušení, která počítají s 1D difuzním prouděním v neviskózním prostředí, což úplně vynechává MV, která má zde dominantní vliv.



Obr. 10 – Graf závislosti $C_{P_{ideal}}$ na AR (7)

Při návrhu je nutné brát v úvahu následující faktory, tím jsou tvar průřezu a tvar střednice kanálu. Zmíněné parametry ovlivňují chování MV, která je v případě ideálního difuzoru zanedbána.

Z výše popsaného však vyplývá důležitá informace, která říká, že pro dosažení co možná největšího parametru statického tlaku je nutný velký průřezový poměr $AR = A_2/A_1$.

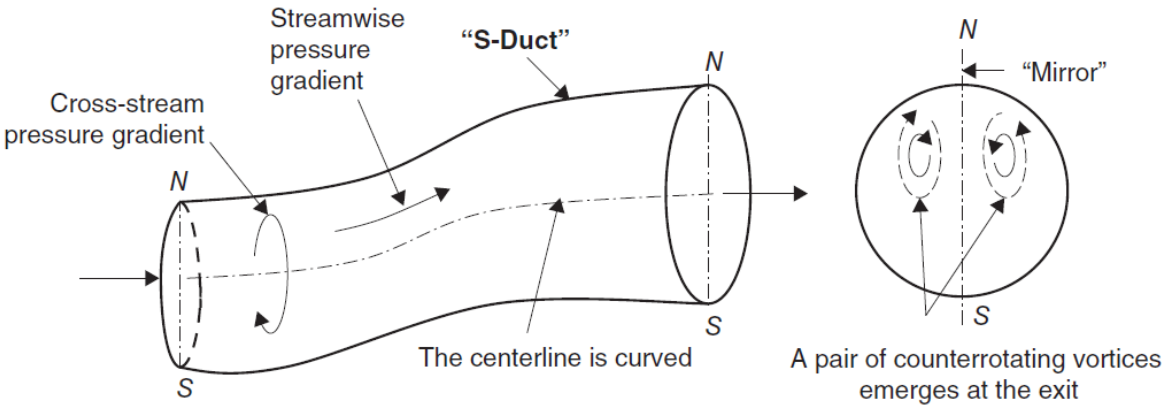
2.3.5 REÁLNÝ DIFUZOR A JEHO VLASTNOSTI

V prostředí reálné tekutiny vzniká na rozhraní proudu MV, pokud při průchodu danou geometrií dochází k nárůstu statického tlaku neboli ve směru proudu je tlakový gradient záporný, má tato vrstva tendenci k odtržení. Tzn. chování difuzorního kanálu je řízeno viskózní oblastí podél stěn, parametry se liší podle toho, jestli je mezní vrstva přimknutá ke stěnám, odtržená nebo v přechodové nestabilní oblasti, Obr. 13.

Parametry skutečného difuzoru v neposlední řadě závisí na stavu MV na náběžné hraně. Geometrie kanálu a zakřivení střednice mimo jiné ovlivňují sklon k příčnému proudění v MV a tím pádem trojrozměrnou separační charakteristiku difuzoru. Příčinou vzniku zakřivení proudu v mezní vrstvě je příčný tlakový gradient.

Z výše zmíněného je zřejmé, že závisí na geometrii jak ve směru proudění, tak ve směru kolmém na směr proudění.

Konstrukční řešení pohonných jednotek letounů, především pak těch vojenských, často ukrývá čelo motoru hluboko v trupu mimo zorné pole. Můžeme se tak setkat se vstupními zařízeními nejen přímými, ale i zakřivenými, takovými jejichž tvar střednice připomíná např. písmeno S (z angl. S-shaped duct) viz Obr. 5, Obr. 6 a Obr. 11 nebo např. Y (z angl. Y-shaped duct) Obr. 1, Obr. 3 a Obr. 4.

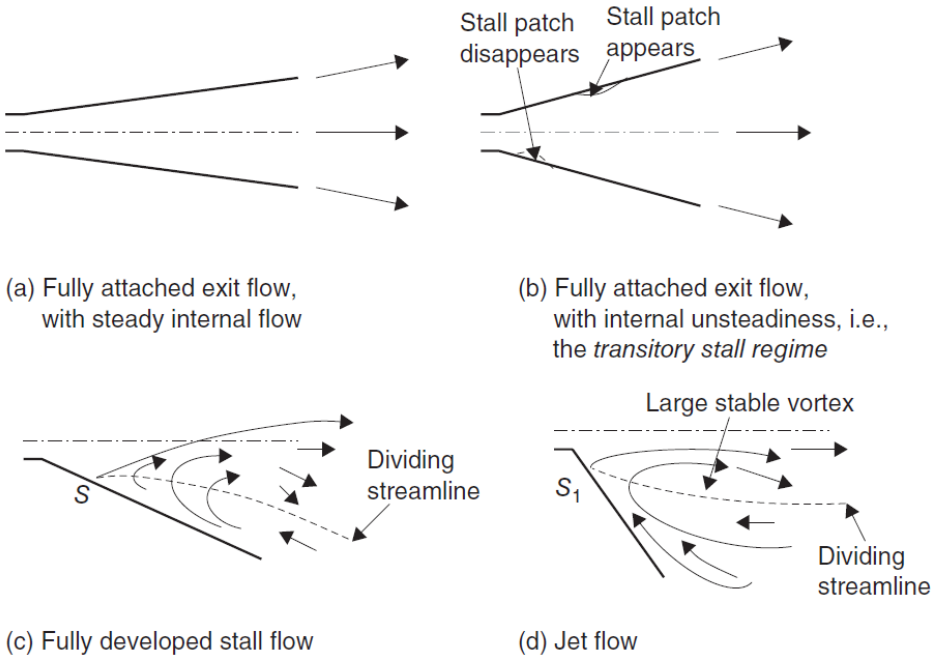


Obr. 11 – Difuzorní kanál se zakřivenou střednicí (S-tvar) (7)

Z hlediska účinnosti nejsou zakřivené kanály příliš vhodné, zakřivení způsobuje sekundární proudění, které indukuje odtržení a vytváří vírové kapsy na výstupu z difuzoru. Tyto vírové kapsy většinou vznikají v páru viz Obr. 11, přičemž smysl rotace je protichůdný. Vzhledem k tomu, že výstupní část kanálu navazuje na vstup do kompresoru, vzniklé víry mají tendenci lokálně zvýšit nebo snížit (v závislosti na smyslu rotace) relativní úhel proudu vzduchu na lopatku, což může následně vést k cyklickému zatěžování a tím pádem potížím s vysokocyklovou únavou.

2.3.6 ŘEŽIMY PROUDĚNÍ V DIFUZORU

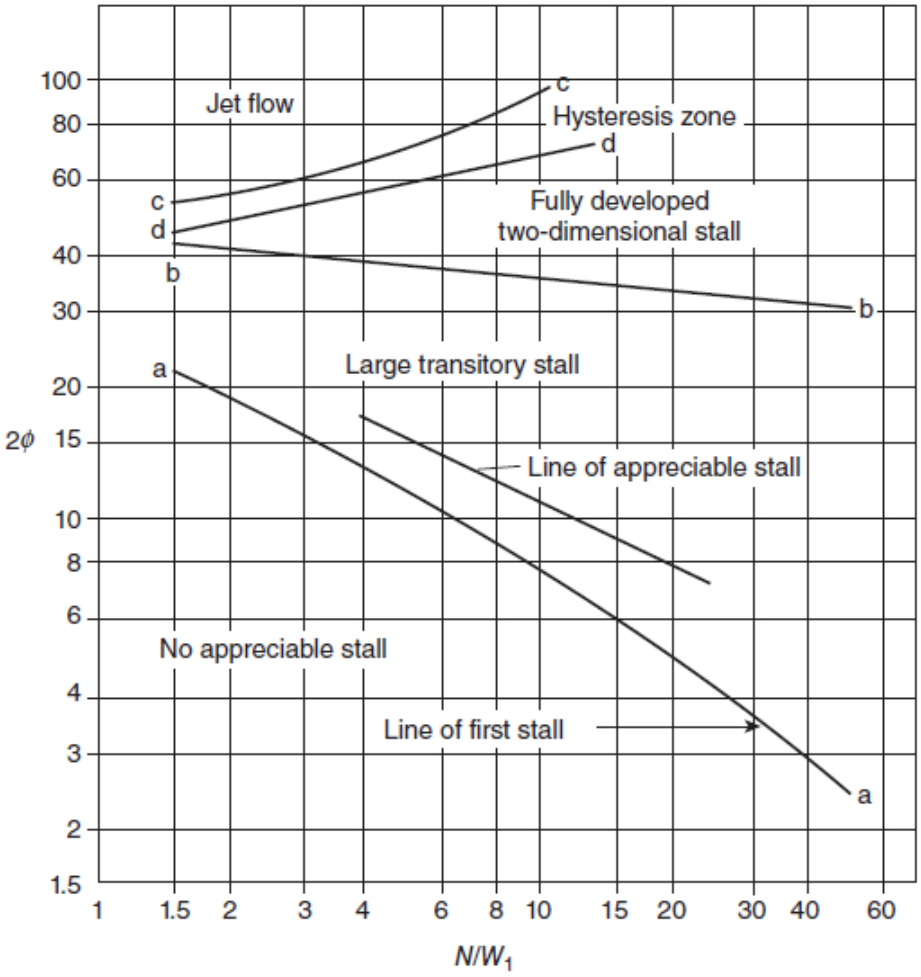
Subsonické difuzory vykazují čtyři různé režimy proudění. Jednotlivé režimy souvisí s kvalitou výstupního proudového pole, tj. stav MV ve výstupním řezu.



Obr. 12 – Režimy proudění v difuzoru v závislosti na úhlu rozevření (7)

Režimy detailněji popisuje Obr. 13, na vodorovné ose je uvedena bezrozměrná veličina vyjadřující velikost difuzoru, na ose svislé pak celkový úhel rozevření. V dolní polovině

grafu je nakreslena čára prvního odtržení **a-a**, ta ohraničuje stabilní režim (a). Oblast mezi čarami **a-a** a **b-b** je označena jako přechodová, tzn. nestabilní přechodový režim (b). Po překročení čáry **b-b** je proud již plně odtržen nicméně však stabilní, **b-b** až **c-c** plně vyvinuté odtržení (c). Při dalším rozevření difuzoru se odtržení objevuje ihned za vstupním průřezem. Vytvoří se dva velké stabilní víry, přičemž v jejich středech se objevuje „volný" proud (d). Po snížení úhlu rozevření vykazuje proudové pole známky hystereze, **d-d**. Dochází k přeskakování odtržení z jedné strany na druhou – pulzace.



Obr. 13 – Režimy proudění pro 2D obdélníkový difuzor (7)

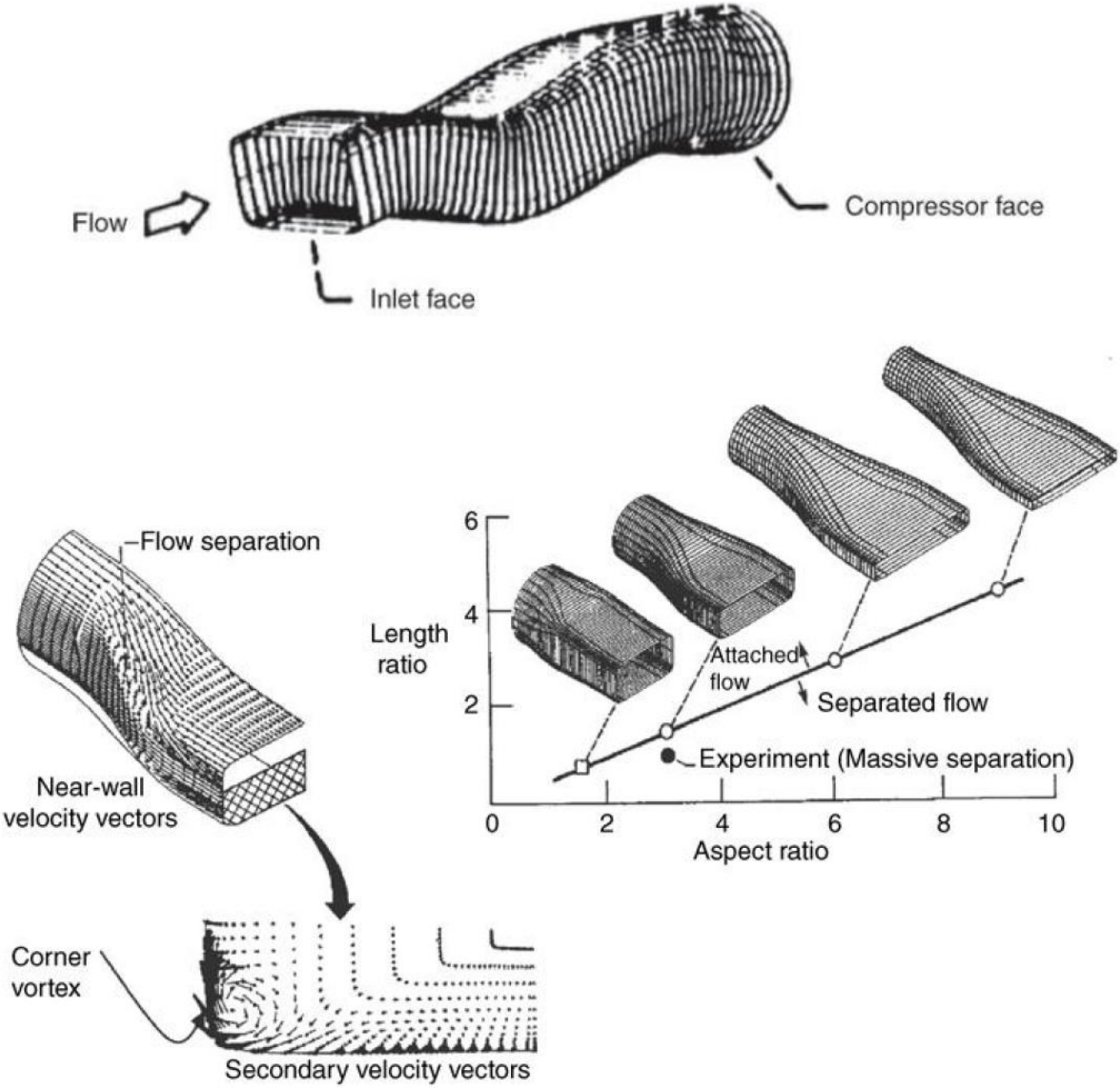
Z literatury vyplývá, že nelze přesně predikovat, kde odtržení proudu nastane. Důvodem jsou vlny nestability neboli rozrušení proudu.

Nejvyšší hodnoty statického tlaku na výstupu z difuzoru je dosaženo při režimu na hraně odtržení, tzn. při práci v přechodové oblasti. Ačkoli je vysoká hodnota C_P žádoucí, při návrhu je však velice důležité počítat s nenávrhovými režimy práce, při kterých by mohlo např. dojít k masivní distorzi proudu na vstupu do motoru vlivem rozsáhlé separace na náběžné hraně způsobené např. bočním prouděním. Čím vyšší je hodnota C_P tím více je difuzor náchylný na rozrušení proudu na náběžné hraně, takové chování se v literatuře označuje jako metastabilní. Vzhledem k těmto skutečnostem

byly vyvinuty způsoby, jak proud v praxi ve vstupním kanále řídit s cílem dosažení jeho stabilní práce. Jedním ze způsobů je např. odsávání mezní vrstvy, její zafukování k podpoření přimknutí proudu atd.

2.3.7 PŘECHODOVÉ KANÁLY

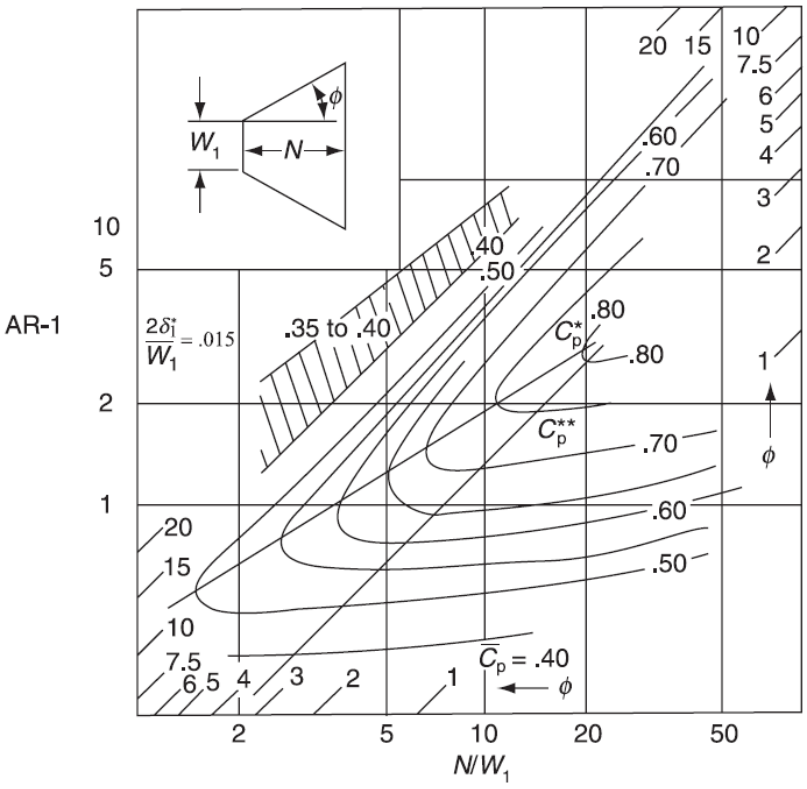
Vstupní geometrie se může od té motorové (kruhové) lišit, vstup může být např. obdélníkový nebo půlkruhový. Tzn. tvar kanálu se musí pozvolna měnit. Tyto kanály označujeme jako přechodové (z angl. transition). Tlakové rozložení v těchto kanálech je značně třídimenzionální, proto je třeba se jimi zabývat podrobněji. Především jde pak o zkoumání ostrých částí geometrie, tato místa indukují víry, zachycují je a transportují podél délky celého kanálu, z tohoto důvodu je pro podzvukové vstupy lepší se ostrým tvarům vyvarovat.



Obr. 14 – Difuzorní přechodové kanály různých velikostí (7)

2.3.8 OPTIMÁLNÍ PARAMETRY

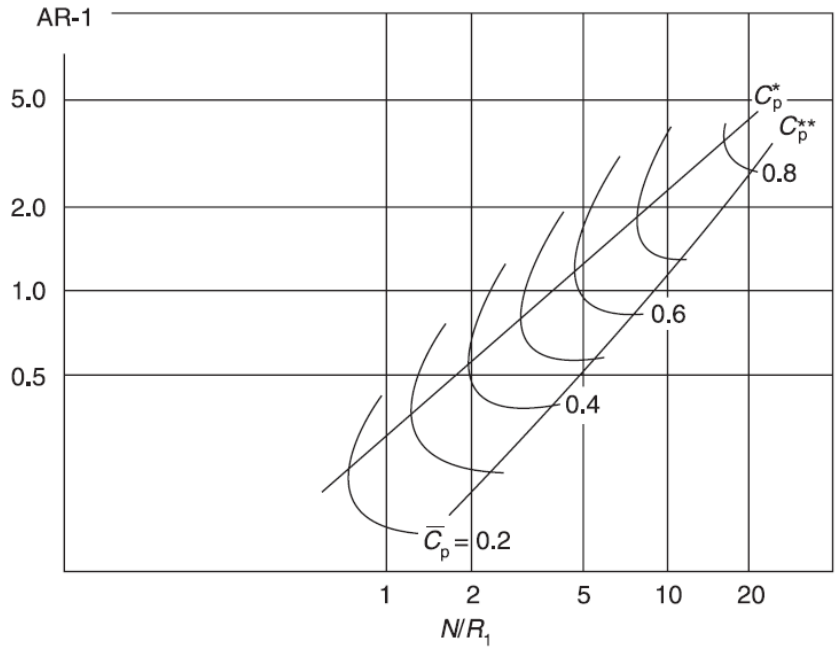
Literatura popisuje unifikovaný způsob korelace výkonových parametrů různých geometrií difuzorů s přímou střednicí. Uvedené grafy Obr. 15 a Obr. 16 vychází ze zmíněných bezrozměrných parametrů a zároveň z relativní tloušťky MV na náběžné hraně. Tyto grafy slouží při předběžném návrhu pro dosažení požadovaného výkonu difuzoru při volbě optimálních doporučených parametrů. Předpokladem jsou vysoká Reynoldsova čísla, která zaručí turbulentní MV na vstupu, a dále malá blokace vstupního průřezu ne větší jak 5 %.



Obr. 15 – Graf pro volbu optimálních parametrů 2dimenzionálního rovinného difuzoru se vstupní blokací cca 1,5 % (7)

Vykreslené křivky $\bar{C}_p$ v grafech jsou křivky konstantního parametru zachování statického tlaku, křivky C_p^* a C_p^{**} reprezentují maximální hodnoty zachování statického tlaku, čáry v krajích grafu označují úhel sklonu stěny difuzoru ϕ.

Jednou ze skutečností, kterou můžeme na grafech pozorovat je hodnota optimálního úhlu rozevření difuzoru. Vrchol pomyslného trojúhelníku, který je tvořen křivkami C_p^* a C_p^{**}, koresponduje s úhlem sklonu stěny cca 4-5°, tzn. optimální úhel rozevření difuzoru je cca 8-10°, obdobné hodnoty udává většina dostupné literatury. Tato hodnota ne příliš velkého sklonu stěny nám připomíná, že difuze je pomalý proces. Zmíněné informace implikují, že vstupní ústrojí, která nejsou opatřena aktivní nebo pasivní podporou MV vychází delší s mírným sklonem stěny, pro kratší difuzory s výraznějším sklonem stěny je potom nutné použití způsobů pro podpoření MV.



Obr. 16 – Graf pro volbu optimálních parametrů kónického difuzoru se vstupní blokací 2 % (7)

2.4 DOPORUČENÍ A PŘÍSTUP K NÁVRHU PODZVUKOVÝCH VSTUPNÍCH ÚSTROJÍ

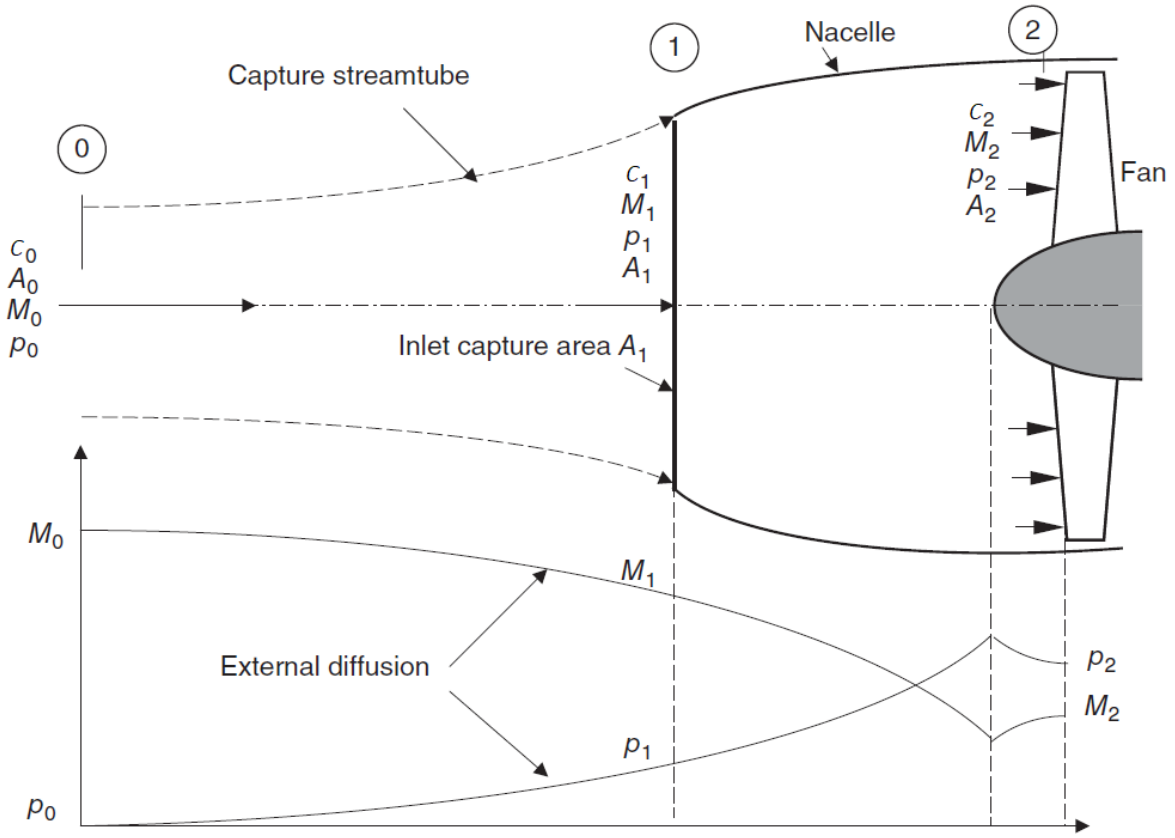
Celkové zbrzdění proudu můžeme rozdělit na vnější a vnitřní. Vnější se odehrává před vstupním ústrojím, vnitřní přirozeně uvnitř po vniknutí do vstupního ústrojí. Jak je z Obr. 17 patrné, vstupující proud (angl. capture streamtube) se již chová jako podzvukový difuzor, stlačení se odehrává tak již před vstupem do samotného motoru – díky tomu lze navýšit parametr účinnosti. Velká změna průtočných ploch se rovná značnému zakřivení proudnic, které má za následek utržení proudu vně náběžné hrany, což vede na růst čelního odporu. Pro návrhový režim pro vstupní ústrojí operující při nižších podzvukových rychlostech existuje doporučení, které reálné jevy značně zjednodušuje, nicméně pro představu je dobré mít tuto hodnotu na paměti:

$$c_1 = \frac{1}{2} c_0 \;\rightarrow\; \varphi = \frac{A_0}{A_1} = 0{,}5. \tag{2.9}$$

Během práce pohonné jednotky při startu, tj. $c_0 = 0$ nebo za nízkých rychlostí letu, se průtočná plocha A_0 blíží nekonečnu. Tzn. v těchto režimech dochází k nasávání vzduchu kolem náběžné hrany, kde dochází ke značné rotaci proudu, pro minimalizaci odtrhávání je doporučeno volit velké zaoblení viz Obr. 19.

Dle funkce systému se vnitřní kanály konstruují těsně před kompresorem jako lehce rozšiřující se, konstantního průřezu nebo zužující se. Pro delší vstupní kanály literatura doporučuje výrazné snížení rychlosti ihned na vstupu, vzduch tak protéká kanálem za minimálních ztrát, těsně před kompresorem je pak provedeno zúžení kanálu, je zvýšena rychlost na požadovanou hodnotu – proudové pole se

zrovnoměrní. Tendence tlaku a rychlosti lze vidět na Obr. 17, zde je použito zúžení těsně před oběžným kolem tak jak je popsáno na předchozí straně.



Obr. 17 – Podzvukový vstup za letu při návrhových podmínkách (7)

Vzhledem k tomu, že jde o podzvukové proudění, tzn. proudění bez přítomnosti rázových vln, a zároveň neuvažujeme žádnou překážku (např. trup letounu), můžeme uvažovat vratný adiabatický děj,

$$\frac{A_0}{A_1} = \frac{M_1}{M_0}\left(\frac{1+\frac{\kappa-1}{2}M_0^2}{1+\frac{\kappa-1}{2}M_1^2}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}. \tag{2.10}$$

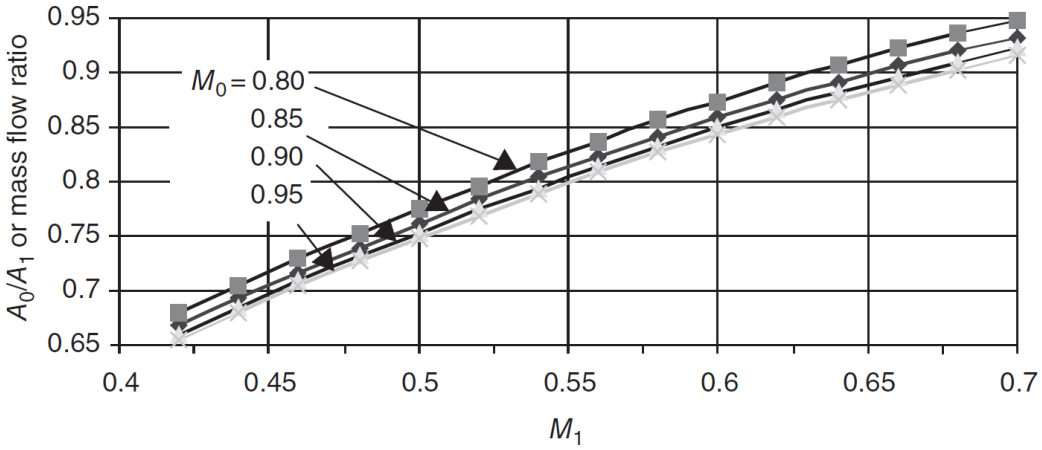
Poměr A_0/A_1 je funkcí potřebného zpomalení vnějšího proudu z letového M_0 na Machovo číslo na náběžné hraně M_1, označuje se jako průtokový součinitel φ (v angl. literatuře MFR = mass flow ratio parameter). Pro turbodmychadlové motory dopravních letadel se typicky pohybuje okolo hodnoty 0,7 viz Obr. 18.

Z rovnice (2.10) a Obr. 18 je zřejmé, že při návrhu vstupů, jejichž návrhový režim dosahuje vyšších podzvukových rychlostí, je nutné se pohybovat v oblasti kde platí:

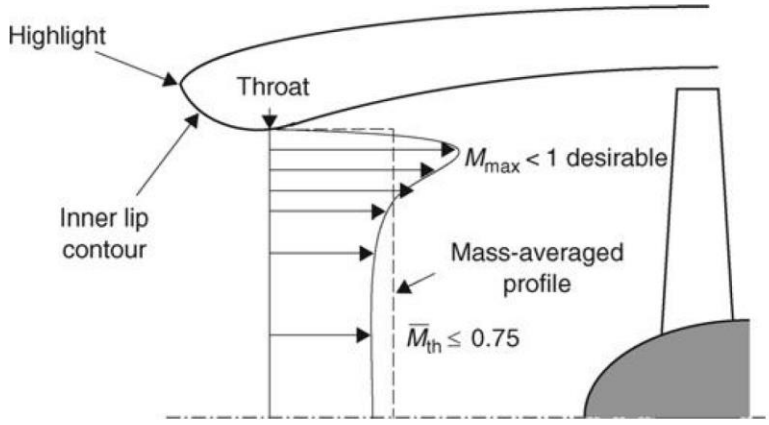
$$\bar{M}_{th} \leq 0{,}75.$$

Na náběžné hraně totiž díky jejímu konvexnímu tvaru dochází k lokálnímu nerovnoměrnému urychlení proudu viz Obr. 19. Aby v této oblasti nedocházelo k překročení rychlosti zvuku, je doporučeno jednorozměrné zprůměrované Machovo

číslo v nejužší části difuzoru $\bar{M}_{th}$ (index th z angl. throat) držet právě pod zmíněnou hranicí. Při jejím překročení by mohlo dojít k vytvoření oblasti s místním nadzvukovým prouděním, což by mohlo vést ke vzniku rázové vlny a následnému odtržení MV, což je bezpochyby nežádoucí chování.



Obr. 18 – Součinitel průtočných ploch zachyceného proudu v závislosti na Machově čísle letu a na náběžné hraně (7)

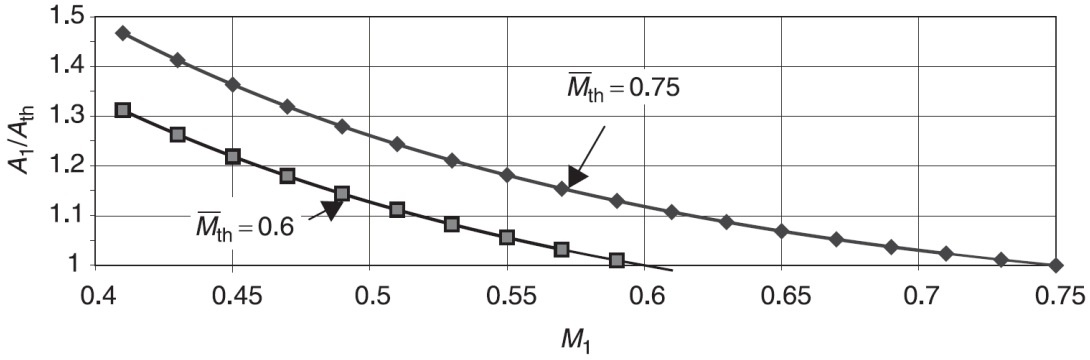


Obr. 19 – Rychlostní profil na náběžné hraně (eliptický tvar) (7)

Pro praktické účely je vhodné použít hodnotu o něco nižší, např. 0,6. Nižší hodnota představuje potenciál pro nárůst tahu motoru, ke kterému při jeho práci dochází. Při srovnání hodnoty 0,75 a 0,6 literatura udává rozdíl hmotnostního průtoku přibližně 12 %, podobná hodnota pak také platí pro tah. To znamená, že při návrhu na hodnotu 0,6, lze tah následně zvýšit až o 12 % bez nutnosti změny geometrie.

Při zanedbání třecích ztrát a použití rovnice kontinuity můžeme psát rovnici mezi řezy „1" a „th" (index HL z angl. highlight -> náběžná hrana):

$$\frac{A_{HL}}{A_{th}} = \frac{A_1}{A_{th}} = \frac{\bar{M}_{th}}{M_1}\left(\frac{1+\frac{\kappa-1}{2}M_1^2}{1+\frac{\kappa-1}{2}\bar{M}_{th}^2}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}. \tag{2.11}$$



Obr. 20 – Součinitel průtoku mezi „1" a „th" v závislosti na příslušných Machových číslech (7)

Vzduch se na náběžné hraně rozděluje na dvě části. Část, která obtéká motor a část která do motoru vstupuje. Náběžná hrana ovlivňuje výkon difuzoru a vnější odpor gondoly. Při velkém zúžení průřezů na vstupní hraně se hovoří o parametru tuposti (z angl. lip bluntness). Velké zúžení se hodí pro nižší rychlosti, vysoké úhly náběhu a prostředí s bočním prouděním, při vyšších rychlostech pak vychází horší charakteristiky odporu gondoly. Náběžná hrana s malým zúžením je naopak vhodná pro vyšší rychlosti, odpor gondoly dosahuje nižších hodnot, v nižších rychlostech způsobuje distorzi proudu.

U vstupních ústrojí, označovaných jako superkritická, která pracují za vyšších podzvukových rychlostí se podrobněji zkoumá geometrie gondoly, na jejímž povrchu se může objevit lokální nadzvuková oblast, která má z důvodu vzniku rázových vln a následného odtržení proudu negativní vliv na odpor.

Zákon zachování hybnosti proudu před vstupem do motoru:

$$\dot{m}_0(c_1 - c_0) = p_0 A_0 + \int_{A_0}^{A_1} p dA - p_1 A_1, \tag{2.12}$$

$$\dot{m}_0(c_1 - c_0) = \int_{A_0}^{A_1} (p - p_0) dA - (p_1 - p_0) A_1. \tag{2.13}$$

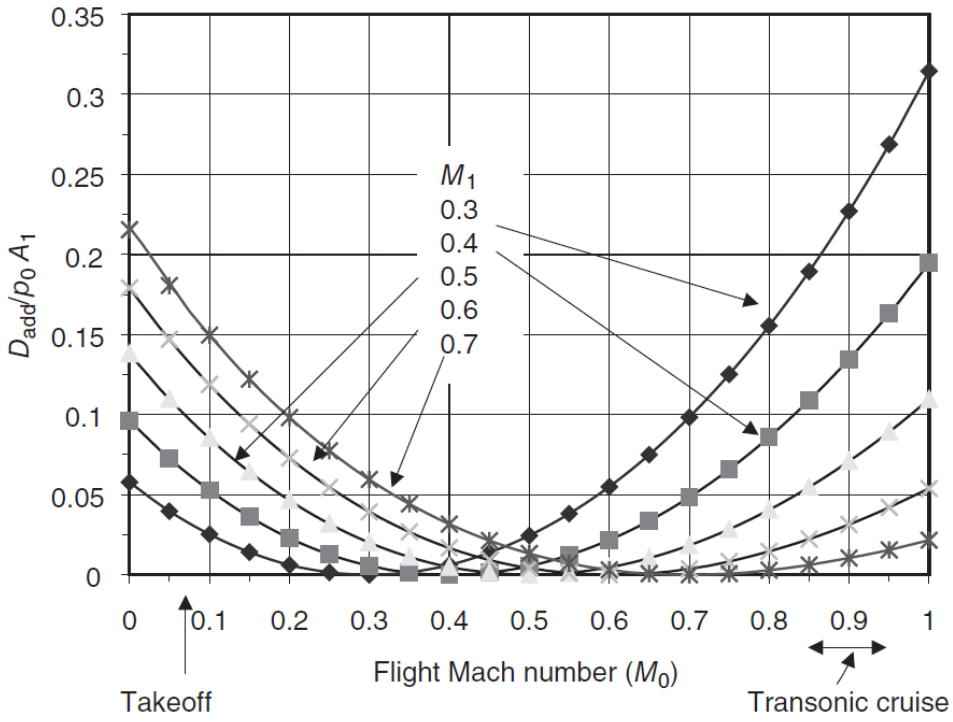
Integrál v rovnici (2.13) představuje dříve zmíněný odpor před vstupem do motoru tzv. pre-entry drag. Jako většinu parametrů při výpočtu leteckých motorů je i tento vhodné převést na bezrozměrný (index add z angl. additive, additive drag -> přidaný odpor),

$$\frac{D_{add}}{p_0 A_1} = \kappa M_1 \left(\frac{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \left(M_1 \sqrt{\frac{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_1^2}} - M_0 \right) + \left(\frac{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1. \tag{2.14}$$

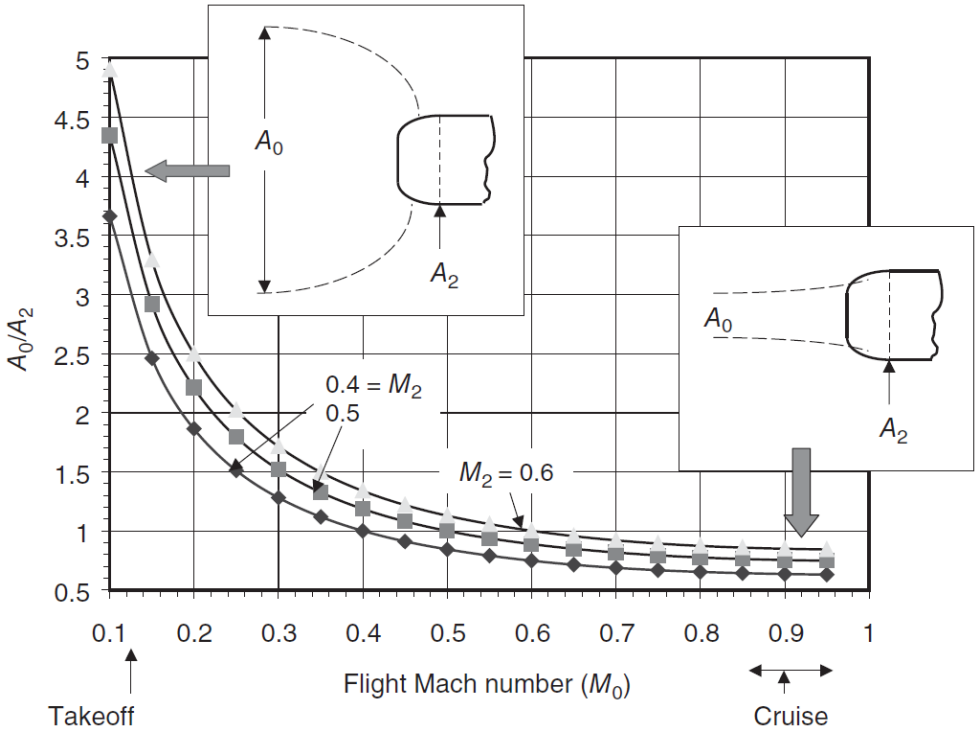
Ačkoli je velikost odporu na vstupu velká, sací schopnost zužující se části kanálu tento odpor téměř vyvažuje. Největší odpor vzniká na vnějším plášti motoru, gondole.

Jedná se o odpor v důsledku odtržení proudu, ten roste z důvodu rozvíření proudu na náběžné hraně. Nerovnováha mezi odporem před vstupem a sací sílou je označována jako odpor rozvířením proudu (z angl. spillage drag)

$$D_{spillage} = D_{add} - F_{lip}. \tag{2.15}$$



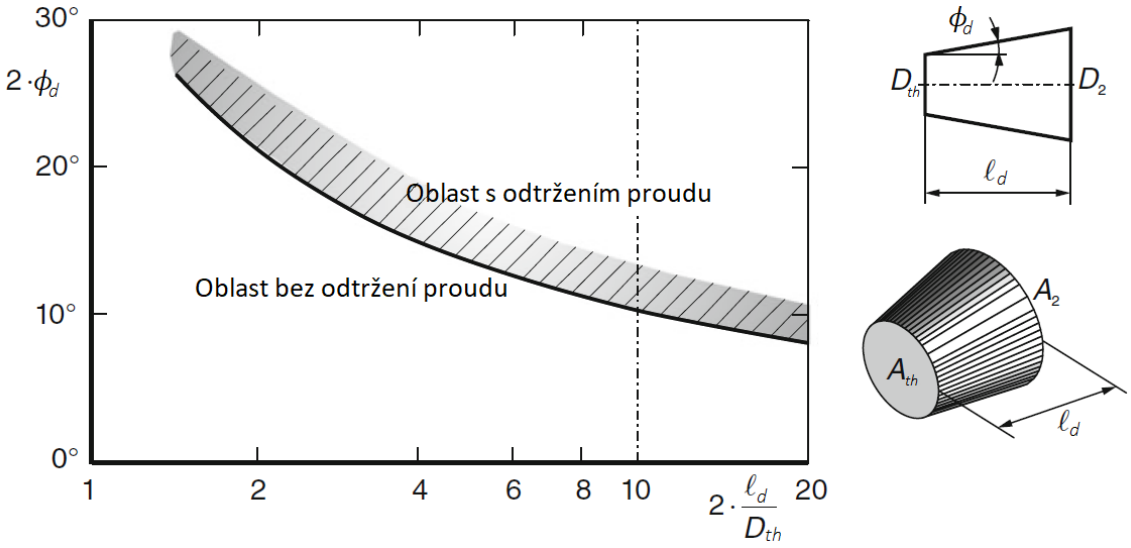
Obr. 21 – Křivky odporu na vstupu pro různé režimy letu v závislosti na Machově čísle na náběžné hraně (7)



Obr. 22 – Součinitel průtoku mezi řezy „0" a „2" v závislosti na Machově čísle letu při různých rychlostech proudícího vzduchu na vstupní rovině dmychadla (7)

Pro případ Obr. 22 je ztráta celkového tlaku zanedbána, z toho vychází výraz určující hodnoty na svislé ose:

$$\frac{A_0}{A_2} = \frac{M_2}{M_0}\left(\frac{1+\frac{\kappa-1}{2}M_0^2}{1+\frac{\kappa-1}{2}M_2^2}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}. \tag{2.16}$$



Obr. 23 – Limit separace proudu u kónických difuzorů (8)

Křivka rozdělující oblast s odtržením (nad křivkou) a bez odtržení (pod křivkou) na Obr. 23 ilustruje experimentální výsledky. Uvedený graf lze pro určité aplikace použít jako základní krok návrhu.

Z rovnice (2.17) lze vyjádřit rovnici (2.18),

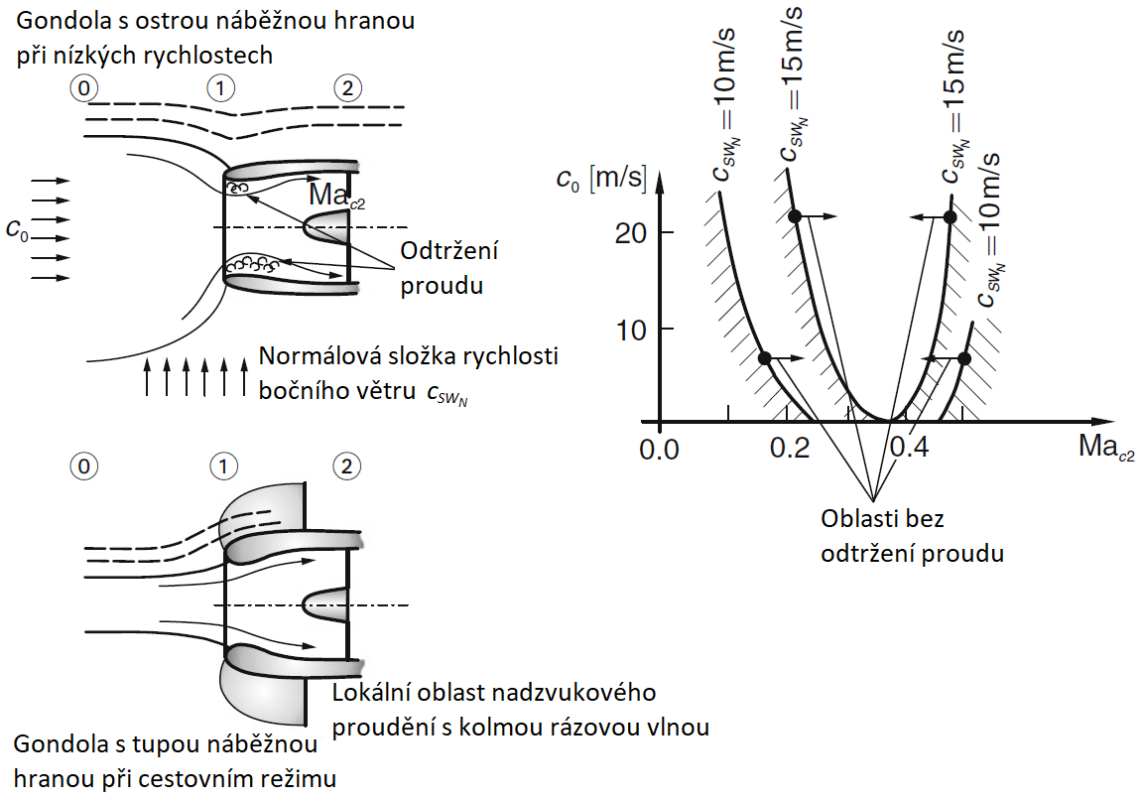
$$tg\phi_d = \frac{D_2 - D_{th}}{2\,l_d}, \tag{2.17}$$

$$\frac{A_2}{A_{th}} = \left(1 + 2\frac{l_d}{D_{th}}tg\phi_d\right)^2. \tag{2.18}$$

Krátké difuzory s velkým vstupním průřezem (nízká hodnota l_d/D_{th}) můžou dosahovat úhlů rozevření ϕ_d cca 10°, zatímco dlouhé difuzory s malým vstupním průřezem (vysoká hodnota l_d/D_{th}) cca 5° – podobnost s grafy uvedenými na Obr. 15 a Obr. 16.

Na Obr. 24 jsou dobře znázorněné dva protichůdné jevy, se kterými se konstruktéři vstupních ústrojí leteckých motorů musí vypořádat. Jedná se o tloušťku a profil náběžné hrany. Při letu v cestovním režimu, kde se objevují vyšší Machova čísla, je potřeba aby náběžná hrana byla co možná nejtenčí, abychom zabránili tvorbě lokálních oblastí s nadzvukovým prouděním a rázových vln, které mají za následek zvýšení odporu gondoly. Při vzletu a v nižších rychlostech je naopak vhodné, aby náběžná hrana byla co možná nejtlustší a vyboulená, jak jen to konstrukční možnosti

dovolují. Důvodem je zajištění požadovaného přísunu vzduchu bez ztrát odtržením přes náběžnou hranu. Silný boční vítr a nízká rychlost tyto problémy zhoršují.



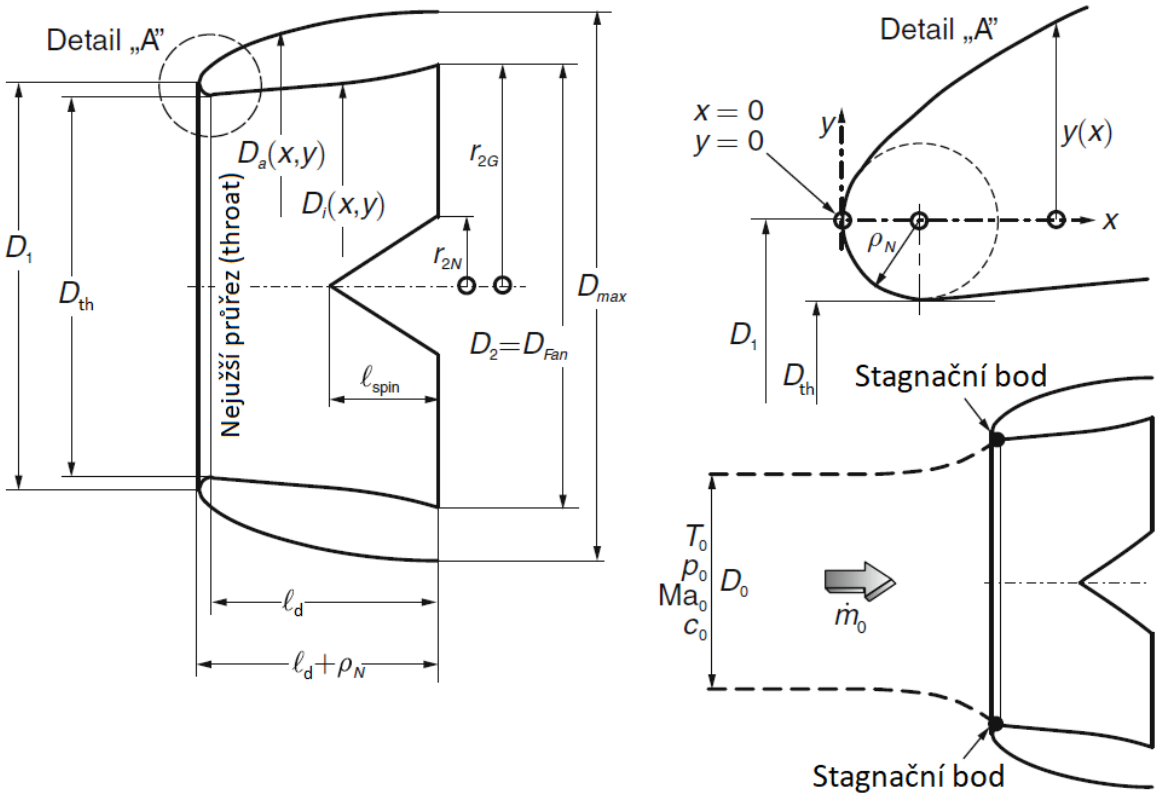
Obr. 24 – Vliv tloušťky náběžné hrany motorových gondol pro cestovní režim a pro nízké rychlosti a vliv bočního větru (8)

$$\frac{p_1}{p_0} = \left(\frac{T_1}{T_0}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(\frac{1+\frac{\kappa-1}{2}M_0^2}{1+\frac{\kappa-1}{2}M_1^2}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}. \tag{2.19}$$

Rozsáhlé separace proudu snižují výkon a rovněž ohrožují stabilní provoz, v extrémních případech může dojít až k pumpáži a souvisejícímu poškození lopatek nebo dokonce ke zhasnutí motoru. Při režimech jako je start, vzlet a stoupání natéká proud do motoru pod úhlem, při překročení limitu může dojít ke značnějším vnitřním odtržením v oblasti spodní části gondoly, což může v konečném důsledku omezit max možný úhel náběhu celého letounu. Moderní, 3D tvarované gondoly proto mají silnější sací hrdlo ve spodní části. Pokud není tvar vstupního ústrojí regulován, nemůže existovat společná optimální geometrie gondoly. Vývoj vstupního ústrojí bude proto vždy představovat kompromis s přihlédnutím k různým letovým podmínkám.

2.5 NÁVRH JEDNODUCHÉHO PODZVUKOVÉHO VSTUPNÍHO ÚSTROJÍ S PŘÍMOU STŘEDNICÍ

Z návrhu motoru se předpokládá známý hmotnostní tok motorem $\dot{m}_0$ a průměr na vstupu do dmychadla D_2.



Obr. 25 – Základní geometrie jednoduchého podzvukového vstupního ústrojí s přímou střednicí (8)

Lze očekávat největší hmotnostní průtok pro podmínky u země, $H = 0\,m\,(MSA)$. a s vysokými Machovými čísly. Předpokládáme, že jsou známy podmínky prostředí p_0, T_0 a letové podmínky c_0 nebo M_0, pak můžeme počítat:

$$A_0 = \frac{\dot{m}_0}{M_0}\sqrt{\frac{r}{\kappa}}\frac{\sqrt{T_0}}{p_0}, \tag{2.20}$$

při uvažování isoentropického děje $T_{0c} = T_{thc}$ a $p_{0c} = p_{thc}$,

$$A_{th} = \frac{\dot{m}_0}{M_{th}}\sqrt{\frac{r}{\kappa}}\frac{\sqrt{T_0}}{p_0}\left(\frac{1+\frac{\kappa-1}{2}M_{th}^2}{1+\frac{\kappa-1}{2}M_0^2}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}. \tag{2.21}$$

Obdobně můžeme psát i pro průřez v rovině dmychadla. Zde je však nutné již zahrnout ztrátu celkového tlaku π_d. Proudění je adiabatické tudíž $T_{0c} = T_{2c}$. Nicméně průřez A_2 je známý, tuto rovnici tak můžeme využít pro výpočet M_2,

$$A_2 = \frac{\dot{m}_0}{M_2}\sqrt{\frac{r}{\kappa}}\frac{\sqrt{T_0}}{\pi_d\, p_0}\left(\frac{1+\frac{\kappa-1}{2}M_2^2}{1+\frac{\kappa-1}{2}M_0^2}\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}. \tag{2.22}$$

Při počítání s plochou na vstupu do dmychadla musí být vzat v úvahu objem vstupního kuželu. Z tohoto důvodu zavádíme poměr

$$v_2 = \frac{r_{2N}}{r_{2G}}, \tag{2.23}$$

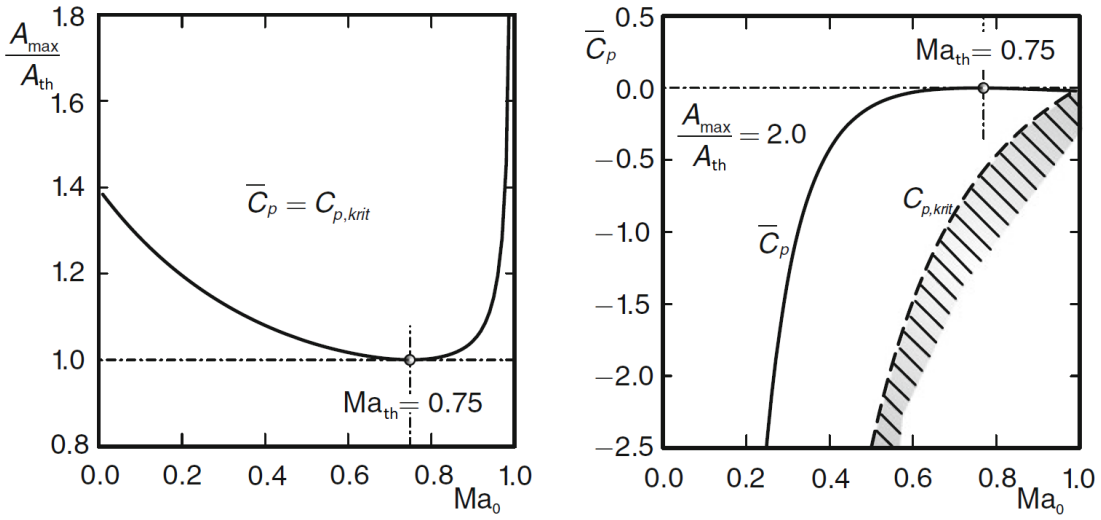
$$A_2 = \frac{\pi D_2^2}{4}(1 - v_2^2). \tag{2.24}$$

Kombinace rovnic udává vyjádření pro iterativní řešení. Neznámou v rovnici je součinitel zachování celkového tlaku, pro první iteraci volíme počáteční hodnotu dle Obr. 9, který po vypočítání M_2 využijeme pro případnou korekci na správnou výslednou hodnotu,

$$M_2 = \frac{4\,\dot{m}_0}{\pi D_2^2 (1 - v_2^2)} \sqrt{\frac{r}{\kappa}} \frac{\sqrt{T_0}}{\pi_d\, p_0} \left(\frac{1 + \frac{\kappa - 1}{2}\, M_2^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2}\, M_0^2} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}. \tag{2.25}$$

Zvolením vhodného poměru l_d/D_{th} lze z Obr. 23 odečíst příslušný doporučený úhel rozevření difuzoru ϕ_d. Použitím rovnice (2.18) získáme referenční délku difuzoru,

$$l_d = \frac{cotg\,\phi_d}{\sqrt{\pi}} \left(\sqrt{\frac{A_2}{1 - v_2^2}} - \sqrt{A_{th}} \right). \tag{2.26}$$



Obr. 26 – Poměr průřezů A_{max}/A_{th} v závislosti na parametrech zachování statického tlaku C_P a Machově čísle letu pro $M_{th} = 0{,}75$ a $\kappa = 1{,}4$ (8)

Pro vstupní ústrojí, která pracují při vyšších Machových číslech je důležité stanovit maximální průměr gondoly D_{max}.

K rovnici se dá dojít podobným postupem jako při definici odporu před vstupem D_{add}, rovnice (2.12), (2.13) a (2.14),

$$\frac{A_{max}}{A_{th}} = 1 + \frac{2}{\kappa\, \bar{C}_P\, M_0^2} \frac{p_{th}}{p_0} \left[\kappa\, M_{th}^2 \left(\frac{c_0}{c_{th}} - 1 \right) - \left(1 - \frac{p_0}{p_{th}} \right) \right]. \tag{2.27}$$

$$\frac{c_0}{c_{th}} = \sqrt{\frac{1+\frac{\kappa-1}{2}\,M_{th}^2}{1+\frac{\kappa-1}{2}\,M_0^2}}\frac{M_0}{M_{th}}, \tag{2.28}$$

$$\frac{p_0}{p_{th}} = \left(\frac{T_0}{T_{th}}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \left(\frac{1+\frac{\kappa-1}{2}\,M_{th}^2}{1+\frac{\kappa-1}{2}\,M_0^2}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}. \tag{2.29}$$

Parametr zachování statického tlaku lze pro potřeby výpočtu aproximovat následujícím vztahem:

$$\bar{C_P} \approx C_{Pkrit} = -\frac{2}{\kappa+1}\frac{1-M_0^2}{M_0^2}. \tag{2.30}$$

Poměr A_{max}/A_{th} by se dle literatury měl pohybovat v rozmezí 1,5 až 3.

Tab. 1 – Bezrozměrné souřadnice gondol podle NACA-1-série (8)

$x' = \frac{x}{\rho_N + l_d}$	$y'(x) = \frac{y(x)}{(D_{max} - D_1)/2}$	$x' = \frac{x}{\rho_N + l_d}$	$y'(x) = \frac{y(x)}{(D_{max} - D_1)/2}$
0.000	0.0000	0.260	0.6035
0.004	0.0663	0.300	0.6489
0.008	0.0933	0.340	0.6908
0.015	0.1272	0.380	0.7294
0.025	0.1657	0.420	0.7648
0.035	0.1994	0.460	0.7974
0.050	0.2436	0.500	0.8269
0.080	0.3181	0.580	0.8795
0.110	0.3815	0.660	0.9220
0.140	0.4366	0.740	0.9548
0.170	0.4840	0.820	0.9787
0.200	0.5270	0.900	0.9940
0.230	0.5666	1.000	1.0000

Vnější tvar vstupního ústrojí D_a lze např. určit pomocí bezrozměrných souřadnic, které udává NACA-1 série gondol viz Tab. 1,

$$D_a(x', y') = D_1 + y'(x)(D_{max} - D_1), \tag{2.31}$$

$$x', y' = 0 \div 1.$$

Výpočet průměrů na náběžné hraně se odvíjí od následujících dvou rovnic, které vedou na iterativní řešení:

$$D_1 = D_{th} + 2\rho_N, \tag{2.32}$$

$$\rho_N = \sqrt{\frac{l_d^2}{4} + 0{,}1365\,D_{max}^2\left(1-\frac{D_1}{D_{max}}\right)^2} - \frac{l_d}{2}. \tag{2.33}$$

Vnitřní tvar náběžné hrany (mezi řezy „1“ a „th“) je pak:

$$D_i(x,y) = D_1 - 2y = D_1 - 2\sqrt{\rho_N^2 - (\rho_N - x)^2}, \tag{2.34}$$

$$x, y = 0 \div \rho_N.$$

V neposlední řadě, pokud jsou známy průběhy Machova čísla a celkového tlaku podél vstupního ústrojí mezi řezy „th“ a „2“, lze uvést vztah pro výpočet vnitřního tvaru vstupního ústrojí. Předpokládáme zjednodušení $p_{0c} = p_{thc}$ a lineární chování Machových čísel a celkových tlaků. Jak již bylo zmíněno celková teplota je konstantní $T_{0c} = T_{1c} = T_{\mathrm{th}c} = T_{2c}$,

$$x = \rho_N \div (\rho_N + l_d),$$

$$M(x) = M_2 + \frac{\rho_N + l_d - x}{l_d}(M_{th} - M_2), \tag{2.35}$$

$$p_c(x) = p_{2c} + \frac{\rho_N + l_d - x}{l_d}(p_{0c} - p_{2c}), \tag{2.36}$$

$$A(x) = \frac{\dot{m}_0}{M(x)}\sqrt{\frac{r}{\kappa}}\frac{\sqrt{T_{0c}}}{p_c(x)}\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2}M^2(x)\right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}. \tag{2.37}$$

Výsledkem předchozích rovnic je vyjádření:

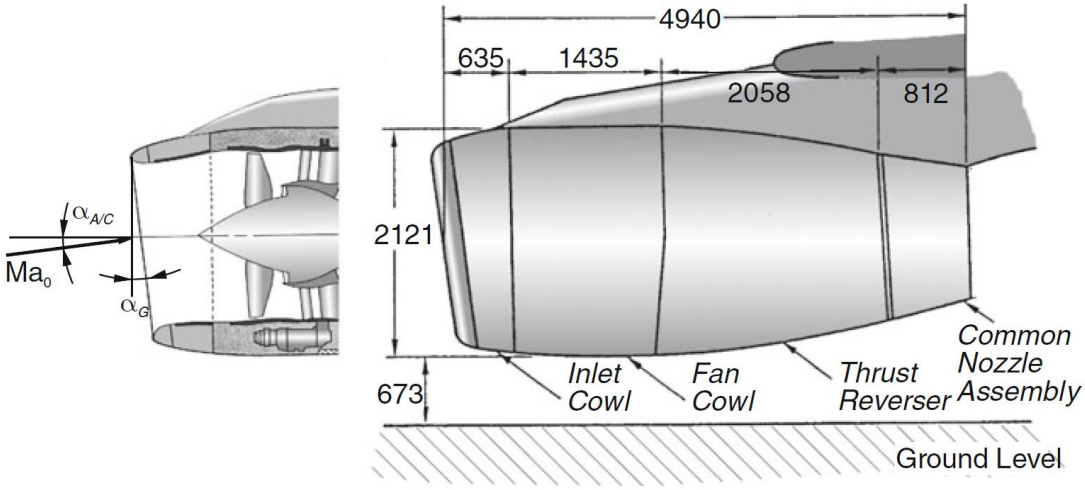
$$D_i(x) = 2\sqrt{\frac{A(x)}{\pi\left(1 - v^2(x)\right)}}. \tag{2.38}$$

Vstupní kužel dmychadla popisuje následující rovnice. V místě, kde se kužel nevyskytuje se při výpočtu nastaví $v(x) = 0$,

$$v(x) = v_2\left(1 - \frac{l_d + \rho_N - x}{l_{spin}}\right). \tag{2.39}$$

Návrh lze shrnout následovně:

- Návrh náběžné hrany, průměr D_1
- Návrh nejužší části vstupního ústrojí (throat)
- Návrh difuzorní části mezi řezy „th“ a „2“
- Návrh tvaru gondoly, maximální průměr D_{max}
- Tří dimenzionální tvar s přikloněnou vstupní rovinou, návrh s ohledem na různé podmínky letu, hmotnost a rozměry a s ohledem na příslušenství, které mohou být na vstupním zařízení umístěny



Obr. 27 – Dlouhá gondola s přikloněnou vstupní rovinou typická pro turbodmychadlové motory dnešních dopravních letounů (8)

Sklon vstupní roviny je úměrný úhlu náběhu letounu $\alpha_{A/C}$, ten se s rychlostí a dobou letu mění. Pro běžná Machova čísla $M_0 > 0{,}4$ jsou změny úhlu malé v porovnání se změnami, kterými letoun čelí při vzletu nebo přistání $M_0 < 0{,}3$,

$$\alpha_G = 0{,}5° + 1{,}1\,\alpha_{A/C}; pro\ M_0 \approx 0{,}85, \tag{2.40}$$

$$\alpha_G = 0{,}5° + 1{,}4\,\alpha_{A/C}; pro\ M_0 \approx 0{,}50. \tag{2.41}$$

Pro dnešní motory se návrh vstupního ústrojí a gondoly prakticky výhradně provádí pomocí CFD. Výpočty jsou v průběhu vývoje korelovány s experimentálními daty měření z aerodynamických tunelů. Dle literatury se pro numerické výpočty obvykle využívá metod řešení bez vlivu tření, na které jsou následně superimponovány řešení zabývající se MV.

2.6 VSTUPNÍ ÚSTROJÍ SE ZAKŘIVENOU STŘEDNICÍ

Jedná se o vstupní ústrojí používaná především pro motory vojenských letounů, většinou nadzvukových. Umístění pohonné jednotky v těchto aplikacích je z pravidla v zadní části, za kokpitem, zasazeno hluboko v trupu (angl. buried engine). Již bylo zmíněno, že vstupní soustava musí zajistit požadovanou dodávku vzduchu v celé letové obálce, tzn. vstupní rovina by měla být umístěna v co nejméně rozrušeném proudu – z hlediska uspořádání je nejvýhodnější prostor před křídlem – na bocích trupu, pod trupem nebo nad trupem. Vstup pod nebo nad trupem je charakteristický pro vstupní ústrojí se střednicí ve tvaru písmene S, viz Obr. 5, Obr. 6 nebo Obr. 11. Vstupní rovina na bocích trupu nebo v kořenech křídel charakterizuje vstupy se střednicí ve tvaru písmena Y, viz Obr. 1, Obr. 3 nebo Obr. 4. Dále např. pro pomocné vzduchové cesty nebo pro vstupní ústrojí menších bezpilotních letounů se používají vstupy NACA viz Obr. 7.

Z důvodu oblasti využití vstupních ústrojí se zakřivenou střednicí neexistuje příliš mnoho dostupných publikací, které by se zabývaly jejich návrhem nebo alespoň doporučeními pro návrh, natož návrhem pro podzvukové rychlosti.

2.6.1 VSTUPNÍ ÚSTROJÍ SE STŘEDNICÍ VE TVARU S

Tato práce se zaměřuje především na vstupní ústrojí se střednicí tvaru Y, nicméně vzhledem k podobnosti se vstupy S, je vhodné zmínit jejich některé vlastnosti:

- Proudnice jsou zakřiveny blíže konvexním částem kanálu
- Rychlost příčného proudění se snižuje směrem k výstupnímu řezu
- Nerovnoměrnost proudového pole roste se zvětšujícím se zakřivením
- Dva rotující víry, jejichž směr rotace je vzájemně opačný, velikost je závislá na poměru průřezů a na úhlu zakřivení střednice
- V porovnání s difuzory přímými je zachování statického tlaku v těchto typech difuzorů malé, klesá s růstem křivosti střednice
- Parametry zachování statického tlaku a ztráta celkového tlaku jsou relativně nezávislé na Reynoldsově čísle
- Celkový výkon těchto kanálů je v porovnání s kanály s přímou střednicí s podobnými parametry nízký

2.6.2 VSTUPNÍ ÚSTROJÍ SE STŘEDNICÍ VE TVARU Y

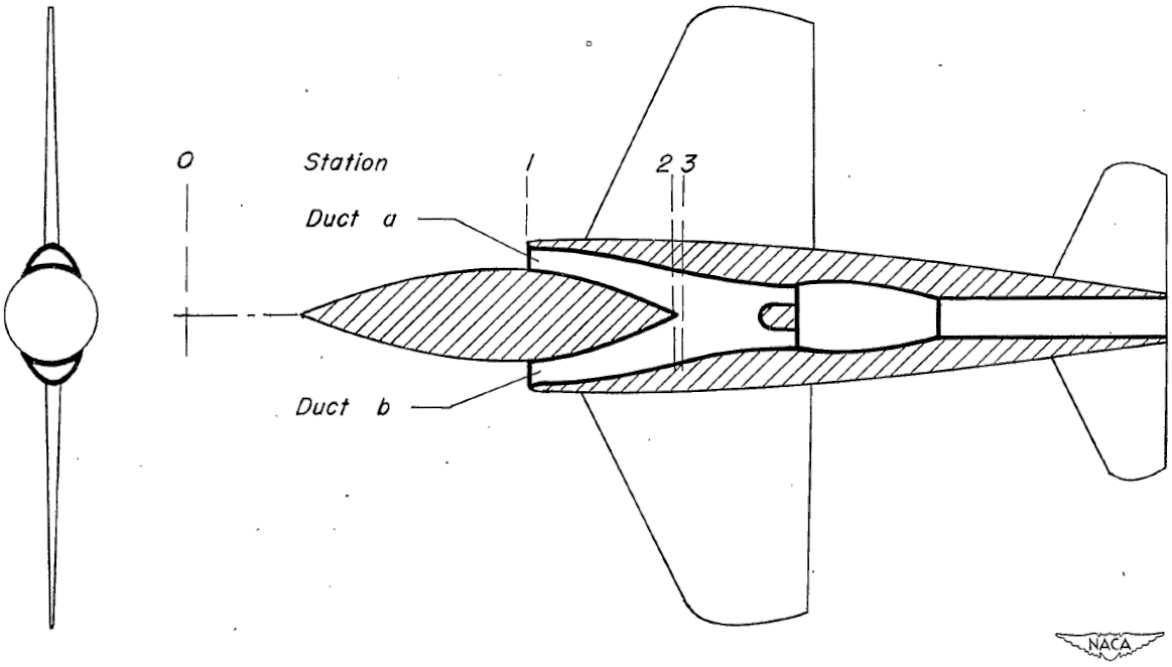
Výhodou vstupních ústrojí se střednicí ve tvaru Y je jejich značná flexibilita vzhledem k vykonání difuze vstupujícího proudu na krátké vzdálenosti, což má za následek malé ztráty třením. Jedná se vlastně o dva zrcadlené sjednocené kanály se střednicí ve tvaru S, které před motorem vytváří kanál se střednicí přímou.

Experimenty jejichž výsledky uvádí některé články popisují vlastnosti proudového pole vstupů Y, které se přirozeně podobají vlastnostem vstupů S:

- Proudnice zakřiveny blíže konvexním částem kanálů – zakřivení kanálů generuje odstředivé síly, které jsou vyrovnány tlakovým gradientem v rovině ohnutí, střední část proudu je tlačena směrem ven, což má za následek sekundární proudění
- Vliv Reynoldsova čísla na zachování statického a celkového tlaku je zanedbatelný
- Dva páry rotujících vírů
- Značně komplexní proudění v rovině sjednocení

- Nerovnoměrnost proudového pole na výstupu roste s růstem poměru průřezů
- Zachování statického tlaku roste s růstem poměru průřezů (s tím zároveň roste i ztráta celkového tlaku, tento nárůst je však minimální)
- Malá distorze proudu na výstupu
- Nejvýhodnějším tvarem na vstupní rovině je z hlediska výkonu vzhledem k zachování statického tlaku, ztrátě tlaku celkového a distorze proudu na výstupní rovině tvar eliptický, zatímco hranatý vstupní tvar vychází nejhůře
- Y-vstup způsobuje hluk a vibrace celého letounu (z angl. banging effect)
- Výkon záleží především na parametru zachování statického tlaku

Odborná literatura popisuje problémy vstupních ústrojí tohoto typu, kdy při nižších hodnotách poměru vstupních rychlostí c_1/c_0 se objevuje nestabilita a reverzace proudu. Bylo zjištěno, že tyto potíže jsou funkcí součinitele zachování statického tlaku v rovině sjednocení kanálů.



Obr. 28 – Klasické uspořádání pohonného systému letounu při použití vstupu Y (9)

Při zanedbání stlačitelnosti vzduchu můžeme mezi řezy 0-2 psát Bernoulliho rovnici pro dva vstupní kanály (a, b) ve tvaru:

$$p_{2a} + \frac{\rho\, c_{2a}^2}{2} + (\Delta H_{0-2})_a = p_0 + \frac{\rho\, c_0^2}{2}, \tag{2.42}$$

$$p_{2b} + \frac{\rho\, c_{2b}^2}{2} + (\Delta H_{0-2})_b = p_0 + \frac{\rho\, c_0^2}{2}. \tag{2.43}$$

Veličina ΔH_{0-2} značí ztrátu celkového tlaku mezi řezy 0-2. Po podělení rovnic dynamickým tlakem volného proudu q_0 a vyjádřením rychlosti c_2 pomocí vstupní rychlosti c_1 obdržíme:

$$\frac{p_{2a} - p_0}{q_0} = 1 - \left[\frac{(\Delta H_{0-2})_a}{q_0}\right] - \left(\frac{A_1 c_1}{A_2 c_0}\right)_a^2, \tag{2.44}$$

$$\frac{p_{2b} - p_0}{q_0} = 1 - \left[\frac{(\Delta H_{0-2})_b}{q_0}\right] - \left(\frac{A_1 c_1}{A_2 c_0}\right)_b^2. \tag{2.45}$$

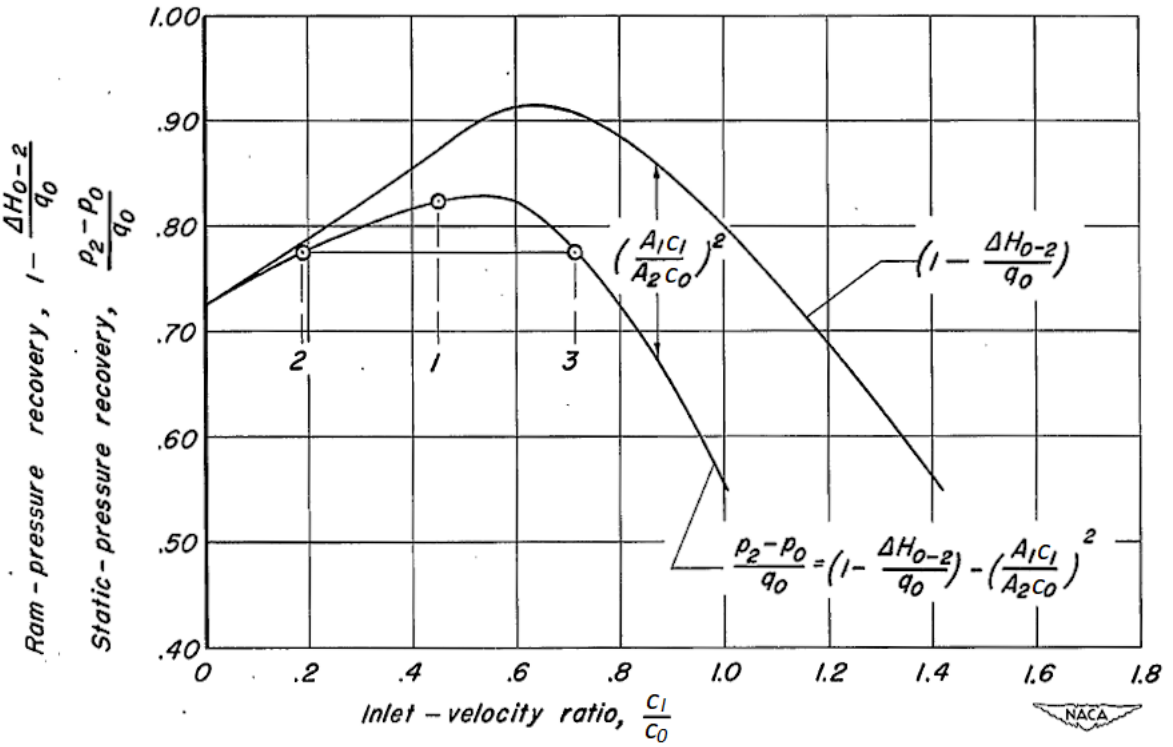
Pro určení vztahu mezi proudy v kanálech a, b předpokládáme stejný statický tlak ihned po jejich sjednocení (řez 3) a dále, že statický tlak p_3 je v podstatě roven statickému tlaku na konci obou kanálů p_2.

Levé strany rovnic – součinitele zachování statického tlaku v kanálech a, b – se sobě rovnají, tj. $p_{2a} = p_{2b}$, z toho plyne:

$$\left[\frac{(\Delta H_{0-2})_a}{q_0}\right] + \left(\frac{A_1 c_1}{A_2 c_0}\right)_a^2 = \left[\frac{(\Delta H_{0-2})_b}{q_0}\right] + \left(\frac{A_1 c_1}{A_2 c_0}\right)_b^2, \tag{2.46}$$

$$\frac{q_2}{q_0} = \frac{A_1 c_1}{A_2 c_0}. \tag{2.47}$$

Ze vztahu je vidět, že množství proudícího vzduchu v kanálech a, b se od sebe může lišit viz následující vysvětlení.

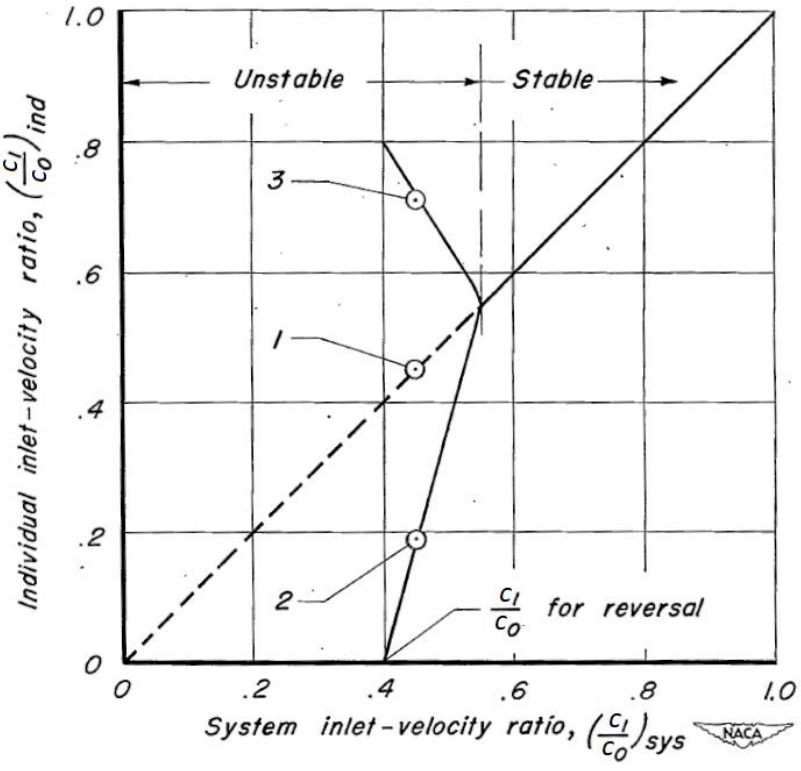


Obr. 29 – Charakteristika zachování celkového a statického tlaku ve vstupním ústrojí typu Y (9)

Křivky na Obr. 29 reprezentují zachování celkového a statického tlaku v řezu 2 pro jedno rameno ústrojí (a resp. b). Vzhledem k tomu, že předpokládáme rovnost statického tlaku kanálů v řezu 2, můžeme pomocí tohoto grafu – čáry konstantního parametru zachování statického tlaku – určit vhodný rozsah poměrů vstupních rychlostí pro jejich stabilní práci. Maximum křivky zachování statického tlaku udává minimální poměr vstupních rychlostí systému pro stabilní chod,

$$\left(\frac{c_1}{c_0}\right)_{sys} \geq 0{,}55. \tag{2.48}$$

Postačující podmínkou pro identický statický tlak v řezu 2 je v tomto případě shodné protékající množství oběma kanály – čára ve stabilní oblasti, Obr. 30. Pro nižší hodnoty je pak zmíněný požadavek možné dodržet více způsoby – jeden kanál bod 2, druhý kanál bod 3 anebo oba kanály bod 1, to má za následek fluktuace proudu a tím pádem jeho nestabilitu. Čárkovaná čára představuje práci vstupních kanálů v nestabilní oblasti, kdy není narušena aerodynamická symetrie, nicméně k jejímu porušení stačí velmi málo. Kanály tak většinou pracují v bodech 2 a 3. Po snížení poměru vstupních rychlostí systému pod hodnotu 0,4 vidíme, že v jednom kanále je tok nulový – při dalším poklesu dojde k reverzaci proudu.

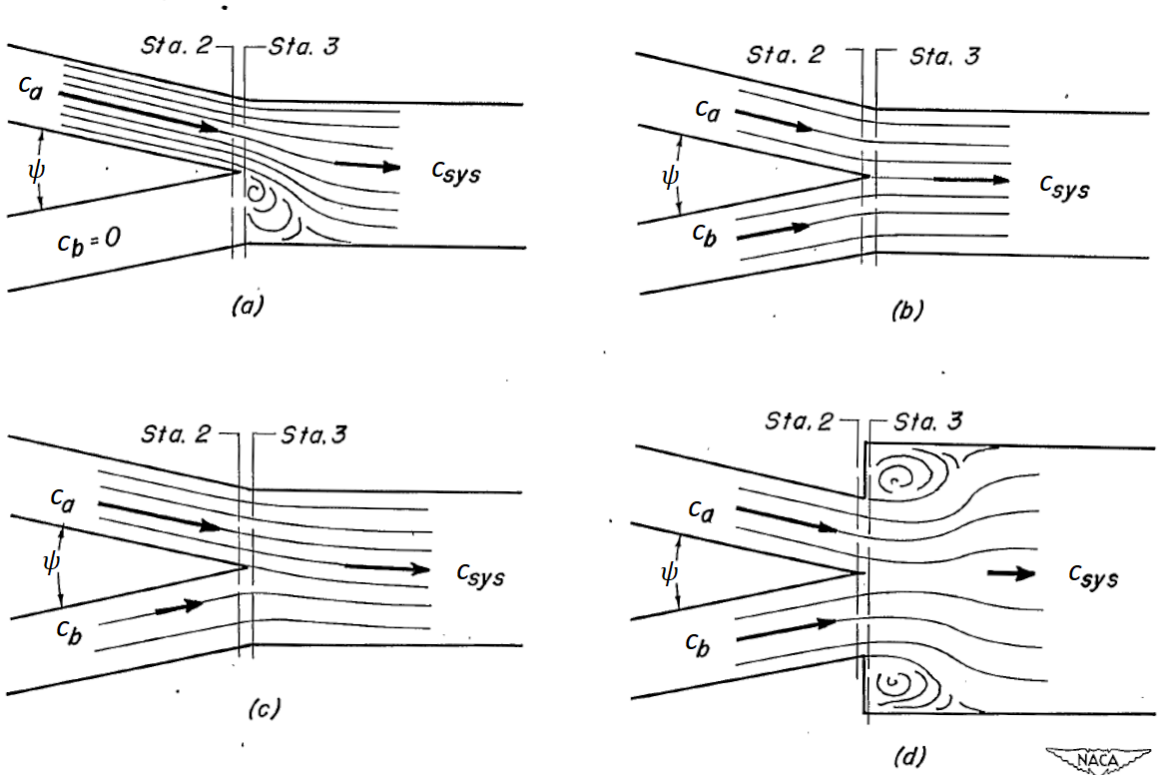


Obr. 30 – Predikovaná charakteristika proudu – Y vstup (9)

Na Obr. 31 je ilustrován předpoklad rovnoměrnosti statického tlaku v rovině mísení proudů. Z literatury vyplývá, že hlavní vliv má úhel a vzdálenost mezi výstupy kanálů. Dále je uvedeno, že počítat s podobným předpokladem pro tlak celkový je chybné,

dokázáno experimentálně. Také je zmíněno, že předpoklad nestlačitelného média pro predikci nestability lze použít, jelikož při porovnání s výsledky dosaženými při uvažování stlačitelnosti dojdeme k závěru, že vliv stlačitelnosti je malý. V neposlední řadě je diskutováno reálné proudění, při kterém vstupní ústrojí se dvěma kanály (tvaru Y) v praxi většinou operuje v nestabilní oblasti, neboť pro narušení proudu a dosažení aerodynamické asymetrie stačí velmi malé rozrušení.

Z rovnic (2.44), (2.45) je vidět, že poměr vstupních rychlostí také závisí na poměru ploch v řezech 1 a 2 – difuze, dále pak závisí na ztrátě celkového tlaku mezi řezy 0-2. Hodnoty poměrů vstupních rychlostí nestability a reverzace proudu klesají s růstem ztrát, což souvisí se zhoršením difuze.



Obr. 31 – Proudění ve vstupních ústrojích se střednicí tvaru Y (9)

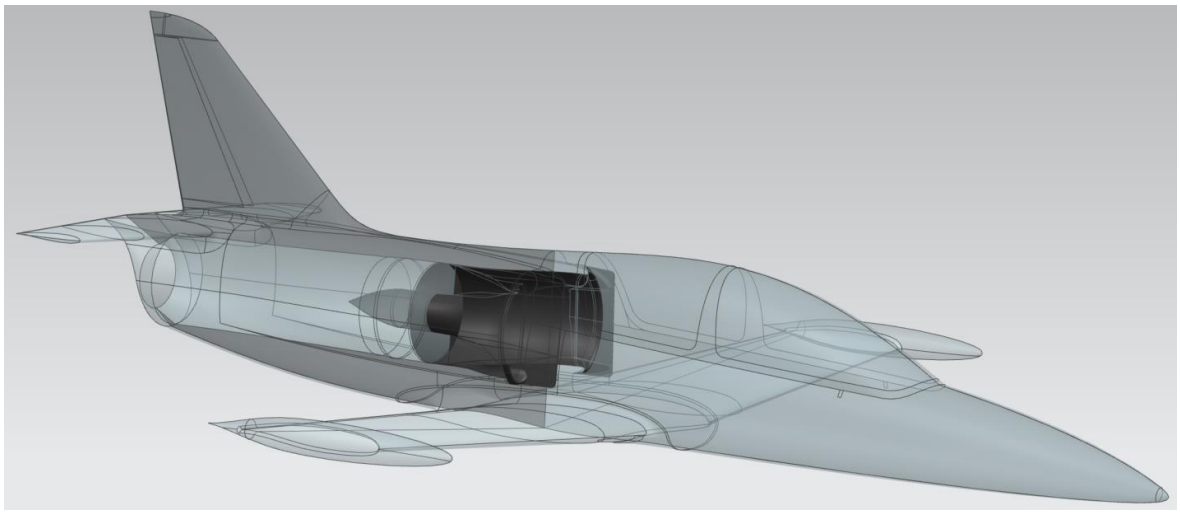
Literatura

(1) – (25)

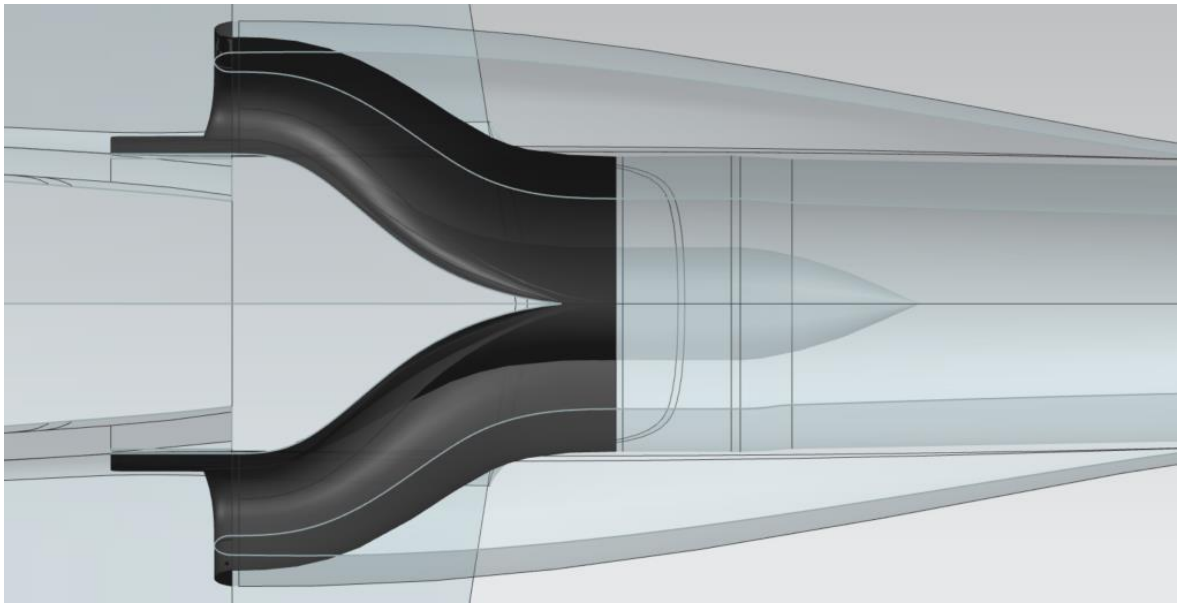
3 NÁVRH NOVÉHO VSTUPNÍHO KANÁLU

3.1 UL-39 ALBI

UL-39 Albi vyvíjený na půdě Ústavu letadlové techniky FS ČVUT v Praze je inspirován legendárním československým podzvukovým cvičným letounem L-39 Albatros. Jedná se o kompozitový letoun ultralehké kategorie s nekonvenčním dmychadlovým pohonem, viz Obr. 1 a následující.



Obr. 32 – Vstupní kanály UL-39 Albi, izometrický pohled (26), (27)



Obr. 33 – Vstupní kanály UL-39 Albi, pohled shora (26), (27)

Vstupní ústrojí letounu UL-39 vychází z geometrie zmíněné L-39. Jedná se o vstup tvořený dvěma zahnutými kanály, tedy vstup se střednicí připomínající písmeno Y. Ve výstupní části se kanály těsně před statorem sjednocují do mezikruží, kde je proud přiveden do dmychadla. Vzhledem k rychlostem letu, jsou kanály navrženy jako difuzorní avšak s ne příliš velkým poměrem výstupní plochy ke vstupní.

Hlavními okrajovými podmínkami pro návrh jsou délka kanálu, tvar a pozice kanálů na vstupní rovině a v neposlední řadě průměry rotoru.

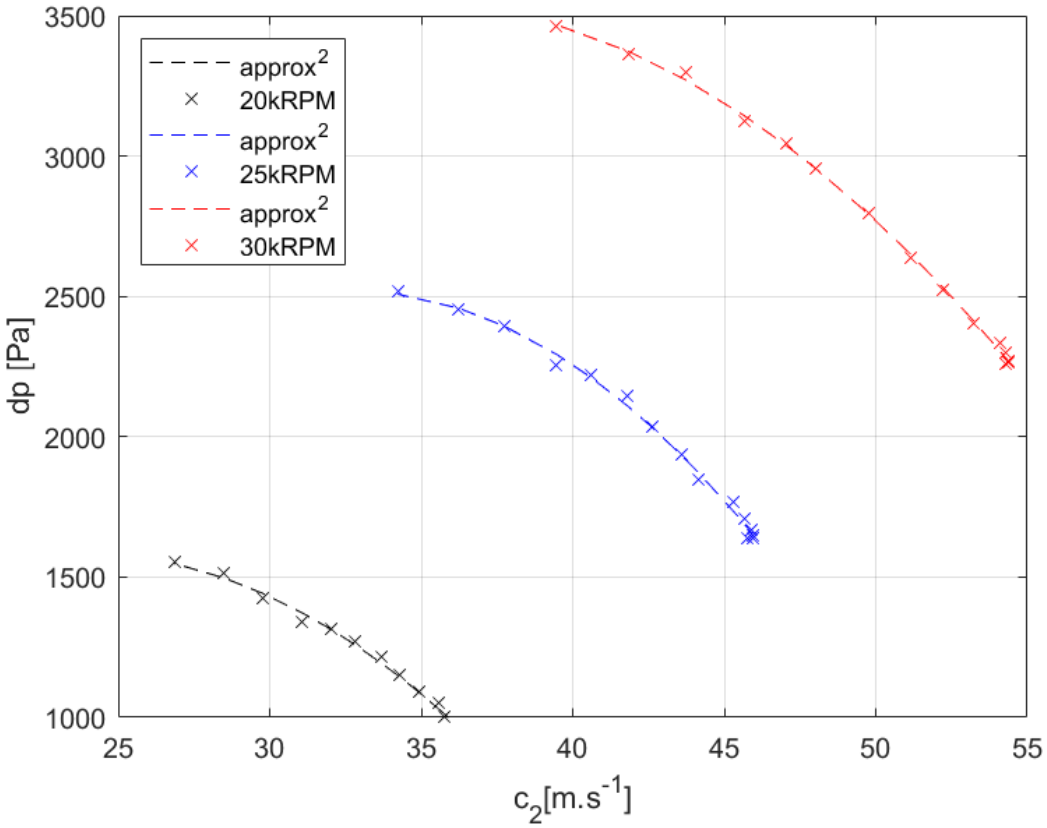
3.2 VSTUPNÍ KANÁLY EXPERIMENTÁLNÍHO DMYCHADLA

V ideálním případě by se vstupní ústrojí měla navrhovat jako přímá, důvodem jsou ztráty a s tím související účinnost, hmotnost, výrobní náklady atp. Nicméně v případě uspořádání s jednou propulsní jednotkou, která je umístěna přímo za pilotem, vychází nejlépe systém se vstupním ústrojím se zakřivenou střednicí ve tvaru Y a přímým výstupním ústrojím.

3.2.1 OKRAJOVÉ PODMÍNKY

Okrajové podmínky pro návrh nového kanálu určují geometrické a výkonové parametry modelového dmychadla, jehož měření charakteristik bylo předmětem bakalářské práce (28), Obr. 34. Dále jsou poměrově odvozeny z hraničních křivek vstupních kanálů UL-39.

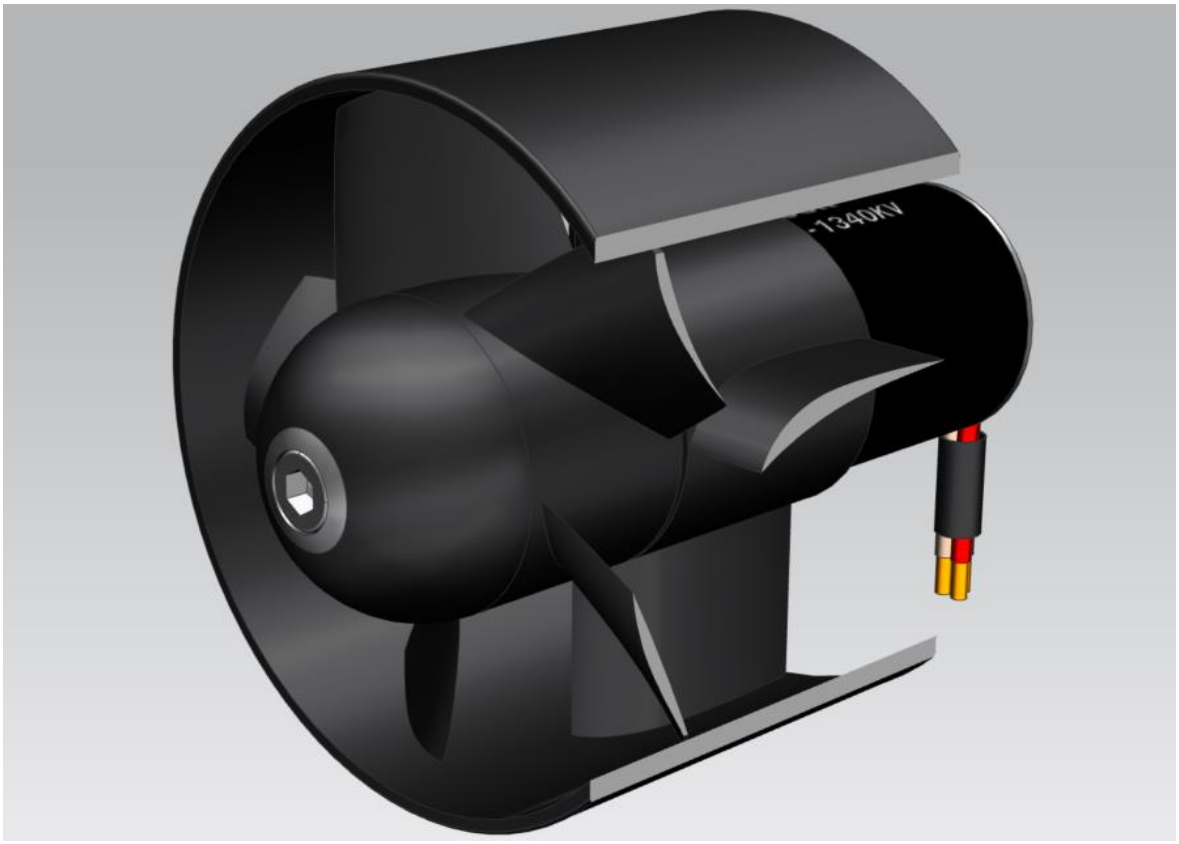
Následující graf zobrazuje tlakový skok na dmychadle v závislosti na rychlosti proudu. Naměřenými body při třech různých konstantních otáčkách jsou proloženy polynomické křivky druhého řádu.



Obr. 34 – Charakteristika modelového dmychadla (28)

Tab. 2 – Okrajové podmínky návrhu

Vnitřní průměr statoru dmychadla	$D_{2H} = 89\,mm$
Průměr náboje dmychadla	$D_{2D} = 40\,mm$
Návrhová rychlost na vstupu do dmychadla	$c_2 = 55\,m.s^{-1}$
Délka kanálu +20 mm vstupní kužel	$l_d = 112\,mm$
Vstupní tvar kanálu	kruhová úseč se zaoblenými rohy
Vstupní tvar dmychadla	mezikruží

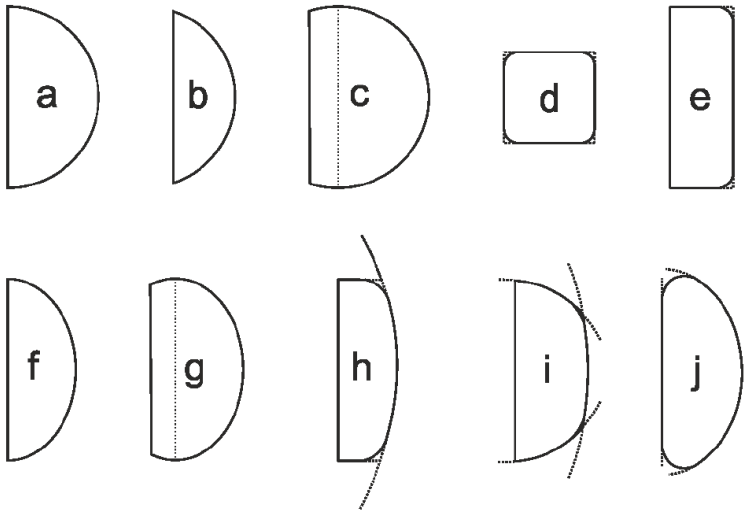


Obr. 35 – Sestava dmychadla (28)

3.2.2 TVAR VSTUPNÍHO PRŮŘEZU

V případě letounu UL-39, kterým se návrh inspiruje, byl zvolen tvar j), kruhová úseč se zaoblenými rohy, typově stejný tvar byl po provedených simulacích zvolen i v případě této práce. Typ j) připomíná elipsu, která je v teoretické části označena za optimální geometrii.

a) půlkružnice
b) kruhová úseč ($A < A_{1/2}$)
c) kruhová úseč ($A > A_{1/2}$)
d) čtverec
e) obdélník
f) polovina elipsy
g) úseč elipsy
h) obdélník a kružnice o velkém průměru
i) tři kruhové oblouky
j) kruhová úseč se zaoblenými rohy



Obr. 36 – Vstupní tvary (26)

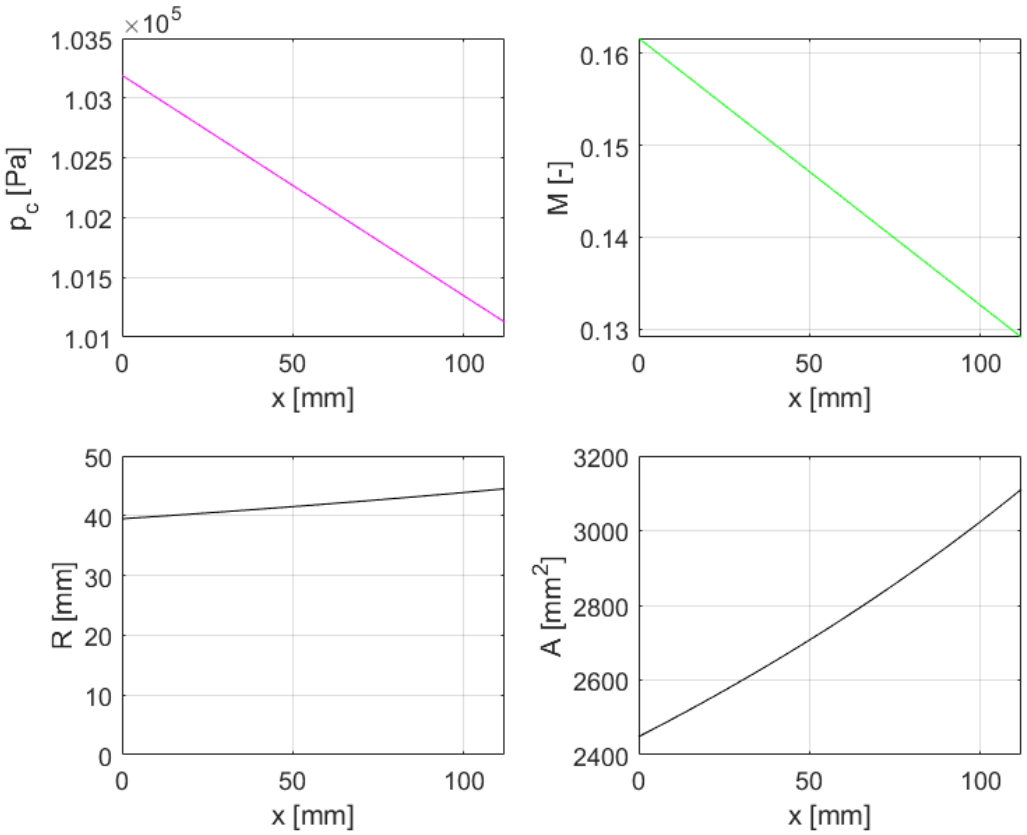
3.2.3 1D ANALYTICKÝ VÝPOČET

Všechny výpočty a simulace provedeny pro podmínky $H = 0\ m$ MSA,

$$p_0 = 101325\ Pa, T_0 = 288{,}15\ K, \rho_0 = 1{,}225\ kg.m^{-3}.$$

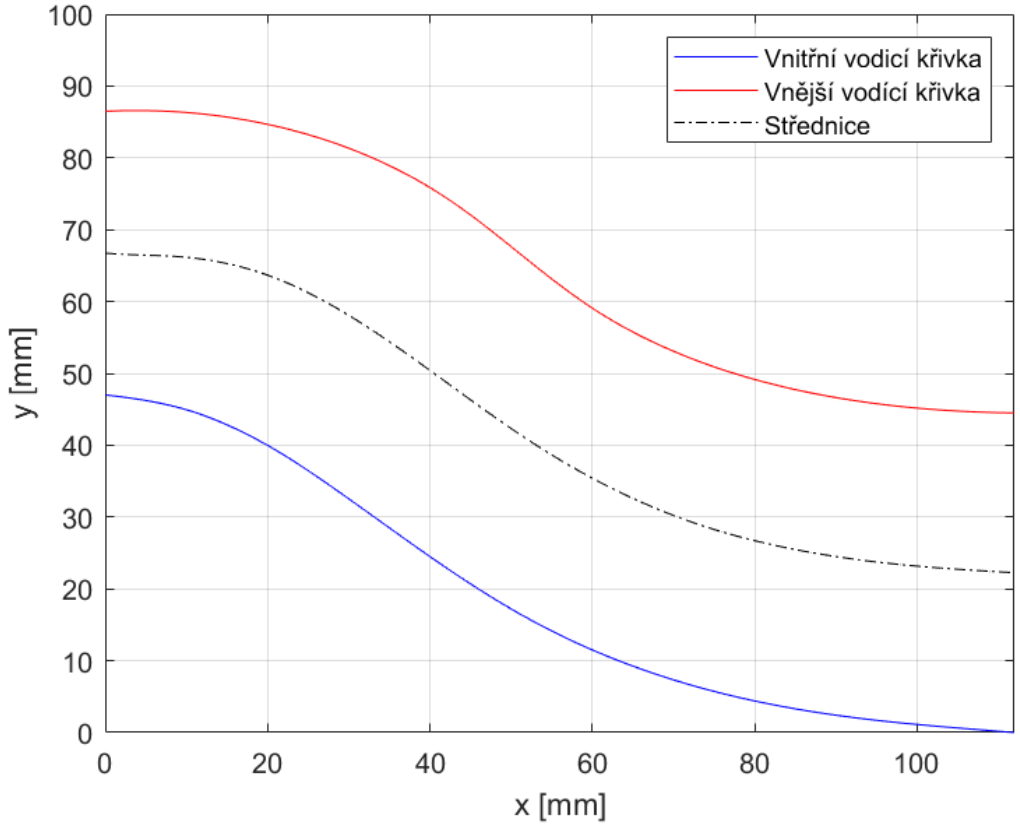
Rychlost na vstupu do dmychadla v Tab. 2 určena z hmotnostního průtoku při maximálním měřeném režimu, na Obr. 34 režim označen jako 30kRPM, tj.:

$$\dot{m}_K = 0{,}33\ kg.s^{-1}, n_K = 29181\ min^{-1}.$$



Obr. 37 – Průběh veličin podél délky kanálu – 1D výpočet

Jedná se o výpočet průřezů, tlaků a Machových čísel po délce a orientační výpočet vodicích křivek vstupního kanálu, řešení plyne z rovnic uvedených v teoretické části této práce. Grafy na Obr. 37 a Obr. 38 popisují řešení s uvažováním kruhového průřezu (resp ½ kruhového průřezu). Jak je vidět výpočet zkoumané jevy značně zjednodušuje – předpokládá lineární chování celkového tlaku a Machova čísla po délce kanálu, pro zjištění reálných hodnot je nutné numerické řešení, viz kapitola 4.



Obr. 38 – Upravené vodicí křivky podél délky kanálu – ½ kruhový průřez – 1D výpočet, osa x představuje osu rotace dmychadla

Tab. 3 – Vypočtené hodnoty – 1D výpočet

$x[mm]$ (rovina)	$p_c[Pa]$	$M\ [-]$	$A/2\ [mm^2]$
0 („th“)	103190	0,1616	2449
1 („th“+1)	103172	0,1613	2453
–	–	–	–
56	102177	0,1457	2736
57	102159	0,1454	2742
–	–	–	–
111 („2“-1)	101145	0,1294	3103
112 („2“)	101126	0,1291	3111

Z důvodu malých rychlostí vychází obdobně jako u UL-39 ne příliš velký poměr výstupní a vstupní plochy:

$$AR = \frac{A_2}{A_{th}} = 1{,}27.$$

Úhel rozevření difuzoru přirozeně vychází rovněž malý,

$$\phi_d = 2{,}6°.$$

Jedním z předpokladů výpočtu bylo zvolení součinitele zachování celkového tlaku na základě Machova čísla letu, viz Obr. 9,

$$\pi_d = 0{,}98.$$

Zakřivení střednice je vzhledem k malé délce difuzoru značné, což se jistě projeví na hodnotě ztrát a účinnosti,

$$\psi/2 = 34°.$$

Literatura

(26), (27), (28)

4 CFD SIMULACE

V teoretické části práce jsou popsány jevy a problémy, které se ve vstupním ústrojí vyskytují. Vzhledem k jejich třídimenzionální charakteristice je nutné pro návrh využít numerického řešení.

4.1 NASTAVENÍ SIMULACE

Simulace byly provedeny v CFD programu Ansys Fluent (akademická licence), přičemž pro vytvoření sítě byl použit nástroj Fluent Meshing.

4.1.1 FLUENT MESHING

Při tvorbě výpočetní sítě je třeba se řídit charakteristickými rozměry řešené geometrie, tj. minimální a maximální rozměr (z angl. min size, max size). Minimální počet buněk pro dostatečný popis tvaru se doporučuje volit následovně:

- Minimální rozměr -> min 5 buněk -> 0,5 mm
- Maximální rozměr -> min 10-15 buněk -> 2 mm

Dalšími nastavovanými parametry jsou:

- Růstový faktor GR = 1,2
- Křivost z angl. curvature = 10÷18° -> 18°
- Proximity = 3 (edges)

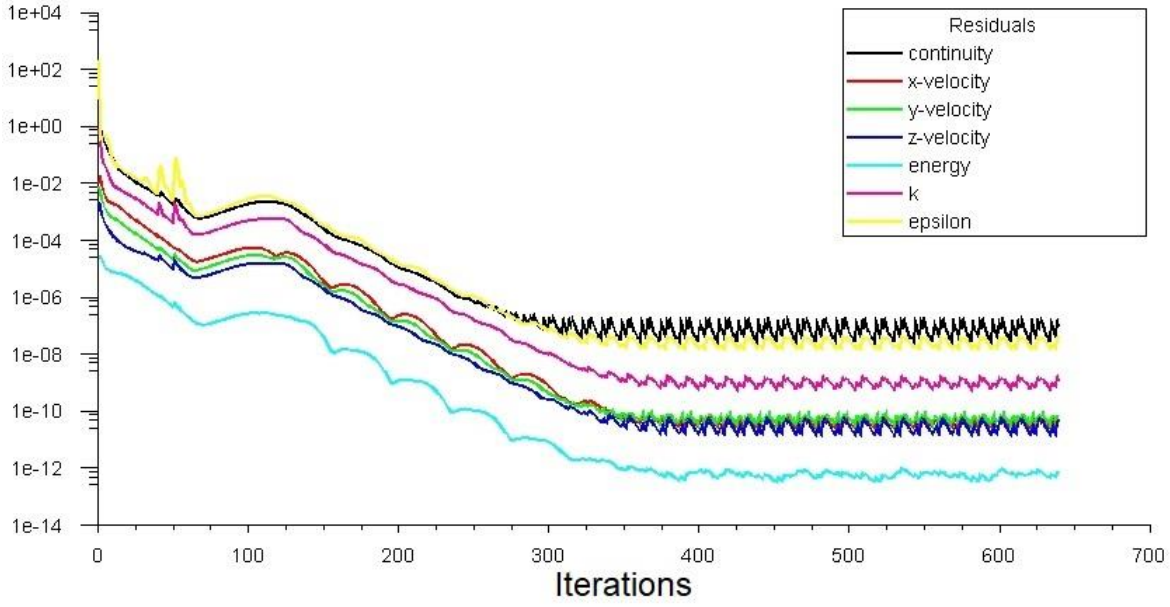
V neposlední řadě je důležité dodržet parametr zvaný skewness, jehož maximální hodnota nesmí překročit hranici 0,98 -> použité sítě měly vždy skewness lepší než 0,9. Uvedené konkrétní hodnoty, které přísluší výpočetní síti označené v textu jako „fine“, vyplývají z citlivostní analýzy viz podkapitola 4.4.2 a 4.4.4.

Vstupem do Fluent Meshing je geometrie vytvořená v programu NX Siemens, exportovaná ve formátu igs nebo stp.

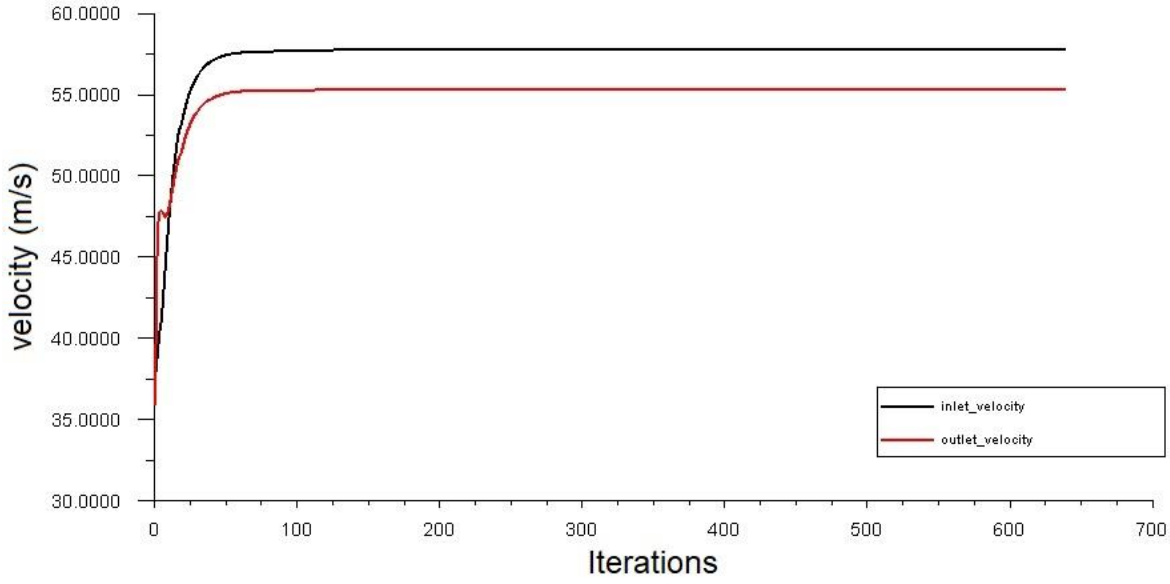
4.1.2 FLUENT

Vzhledem k nízkým rychlostem proudícího vzduchu byl zvolen pressure-based algoritmus. Z důvodu stlačitelnosti je počítáno s energetickou rovnicí. Proudění v kanále má stacionární charakter -> steady. Byl vybrán turbulentní empirický model k-ε s enhanced wall treatment. S modelem k-ε se pojí parametr Y+, který je dle manuálu třeba držet do hodnoty 1. Nicméně, vzhledem ke zjednodušenému řešení vnitřního proudění, bylo na vstupu zvoleno rovnoměrné tlakové pole, které má za následek lokální navýšení tohoto parametru. Po několikanásobném zjemnění sítě bylo dosaženo průměrné hodnoty cca 20, kterou lze považovat za přijatelnou, avšak na

získané výsledky je nutné následně nahlížet s větší pokorou. Proudící médium je zjednodušeno jako ideální plyn, viskozita je řešena dle rovnice Sutherland, měrná tepelná kapacita a tepelná vodivost konstantní. Pro kanály s obnaženým kuželem dmychadla je tato část zvolena jako rotující stěna. Okrajové podmínky nastaveny dle známých parametrů dmychadla a dle provedeného analytického výpočtu. Vstupní rovina -> pressure inlet, výstupní rovina -> exhaust fan. Intenzita turbulence zvolena dle doporučení – na vstupu 1 %, na výstupu 10 %. Hydraulický průměr vychází z řešené geometrie. Dále bylo zvoleno schéma coupled a upwind druhého řádu. Výpočet byl ukončen při ustálení residuí a zkoumaných hodnot. Pro ilustraci jsou uvedeny grafy pro kanál v3-2 při návrhové rychlosti.



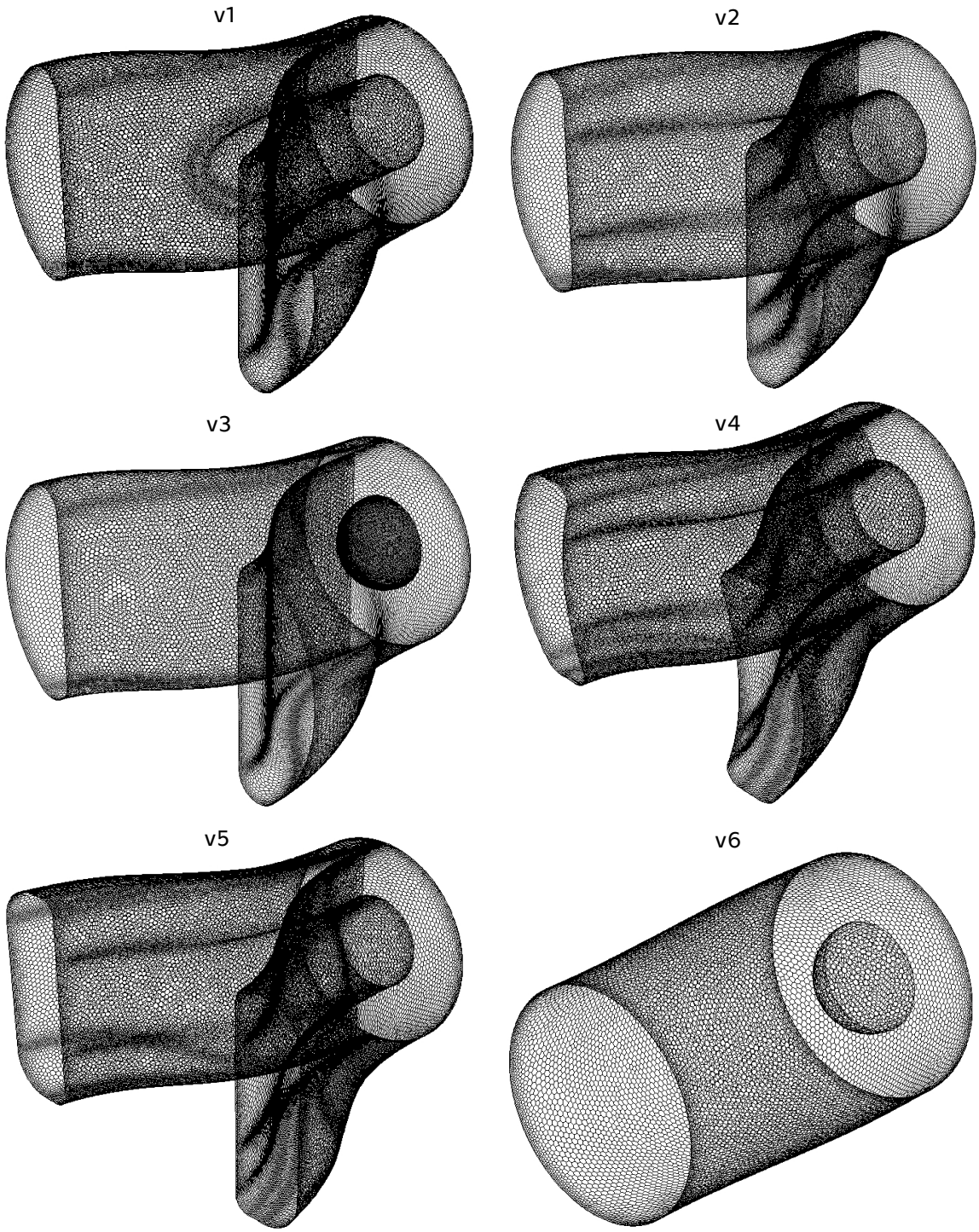
Obr. 39 – Ustálení residuí pro kanál v3-2



Obr. 40 – Ustálení vstupní a výstupní rychlosti pro kanál v3-2

4.2 ŘEŠENÉ VARIANTY

Bylo zkoumáno šest variant vstupních kanálů, přičemž dvě varianty byly následně na základě přechozích simulací optimalizovány a řešeny podrobněji. Tzn. celkem 8 variant.



Obr. 41 – Výpočetní sítě řešených kanálů – izometrický pohled

Všechny varianty se shodují ve vstupní a výstupní ploše, výstupní tvar je vzhledem ke geometrii dmychadla neměnný. Analytický výpočet popsaný v přechozí kapitole řeší variantu v3, od které jsou ostatní odvozeny.

Tab. 4 – Geometrické parametry navržených variant

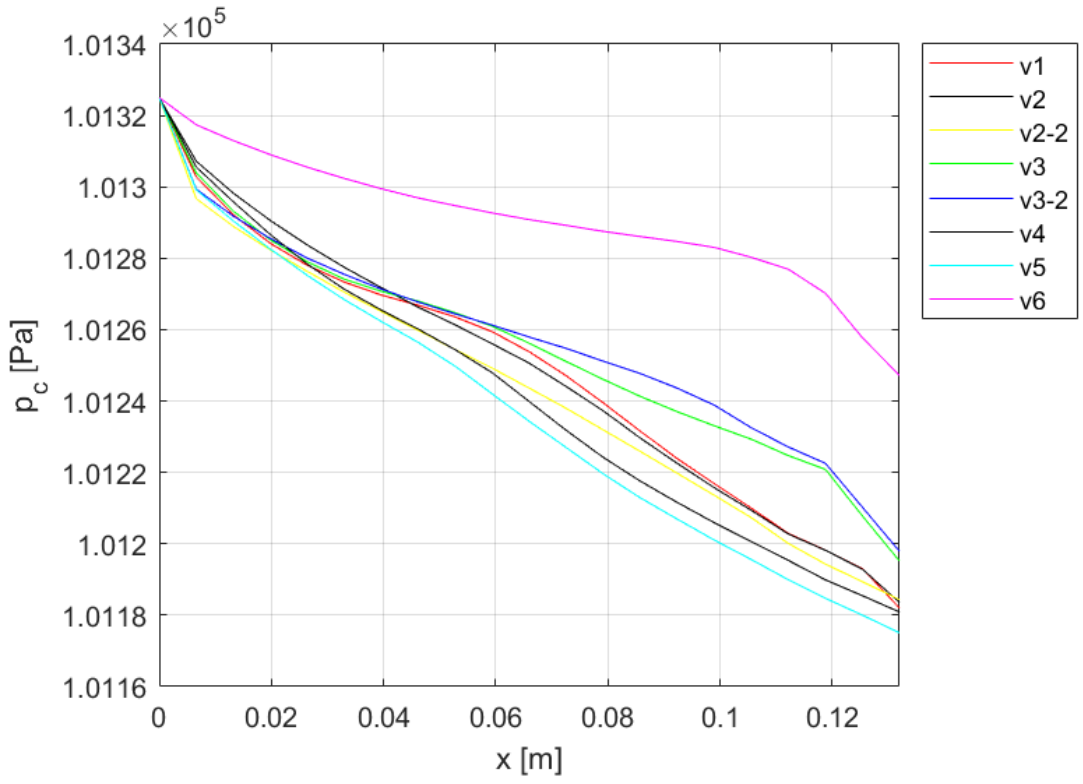
	v1	v2	v2-2	v3	v3-2	v4	v5	v6
Vstupní tvar viz Obr. 36	j)					upravený tvar h)	e)	kružnice
Výstupní tvar	mezikruží							
A_{th} $[mm^2]$	2x2449							
A_2 $[mm^2]$	4965							
A_2^* $[mm^2]$	-	-	-	6221		-	-	6221
AR_{max} $[-]$	1,014			1,270		1,014		1,270
l $[mm]$	132							
$\psi/2$ [°]	34	32	26	34	26	34	28	0

Pozn.: A_2^* představuje plochu v místě největšího rozšíření kanálu.

Pozn 2.: Vnitřní část kanálu v1 před dmychadlem je tvořena válcem – tvar se nemění spojitě. Varianty v2, v2-2, v4 a v5 jsou vytvořeny s plynulým přechodem mezi vstupním a výstupním tvarem. U kanálu v3 a jeho derivace v3-2 nedochází v difuzorní části ke změně tvaru průřezu, ten se mění až v místě kuželu rotoru dmychadla.

4.3 VÝSLEDKY

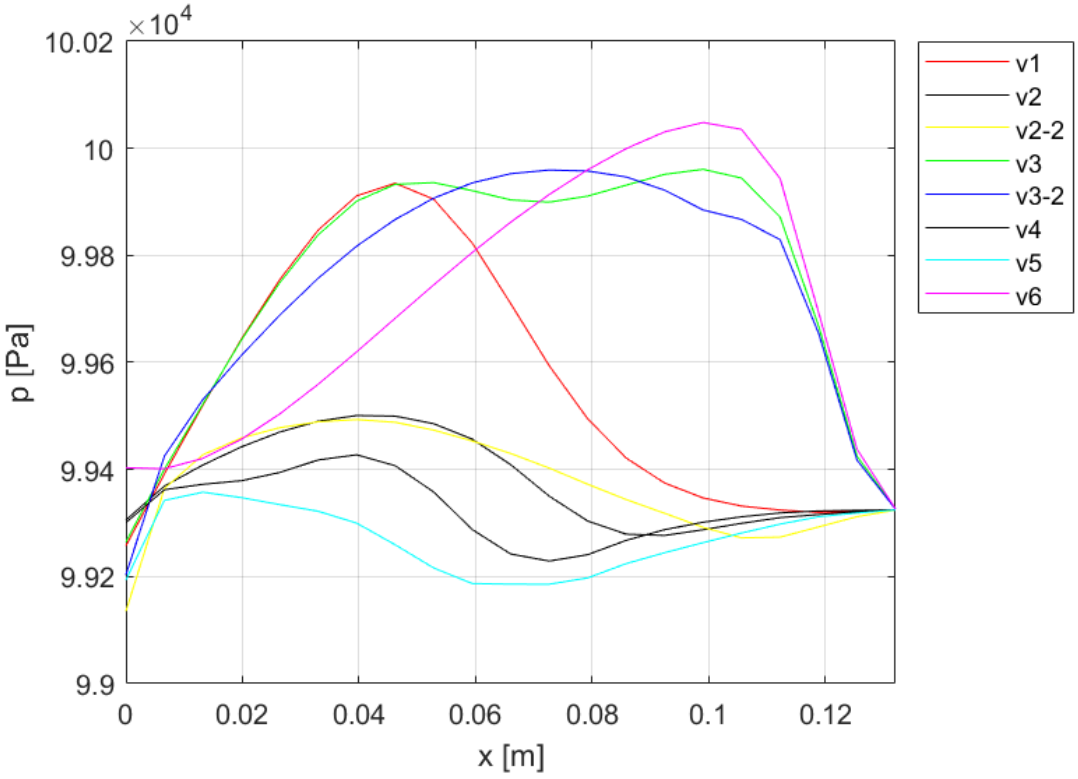
Výsledné hodnoty získané simulacemi jsou vidět na následujících grafech, hlavními sledovanými parametry jsou celkový tlak p_c, rychlost c, statický tlak p.



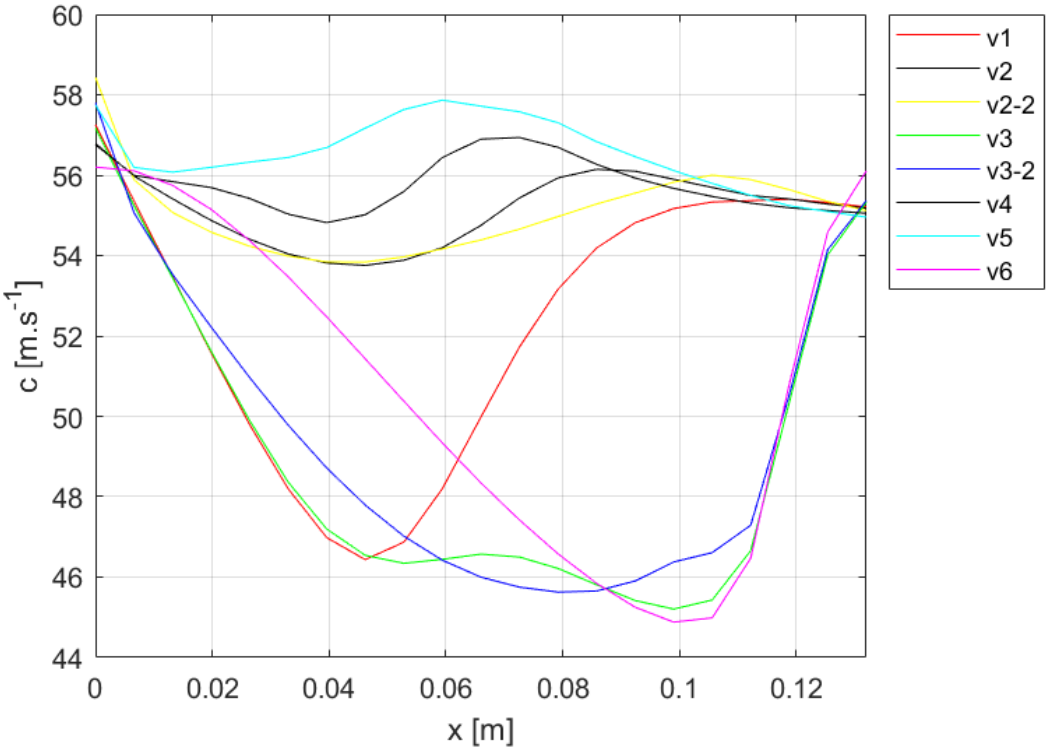
Obr. 42 – Průběh celkového tlaku podél kanálu

Na Obr. 42 je dobře viditelné, že nejvyššího zachování celkového tlaku je dosaženo ve variantách v3 a v3-2. Varianta v6 – vstupní kanál s přímou střednicí – byla počítána

jako referenční kontrolní případ. Všechny výsledky kanálu v6 potvrzují předpoklady uvedené v teoretické části práce – tento kanál při zhodnocení všech zkoumaných kritérií vychází jednoznačně nejlépe.

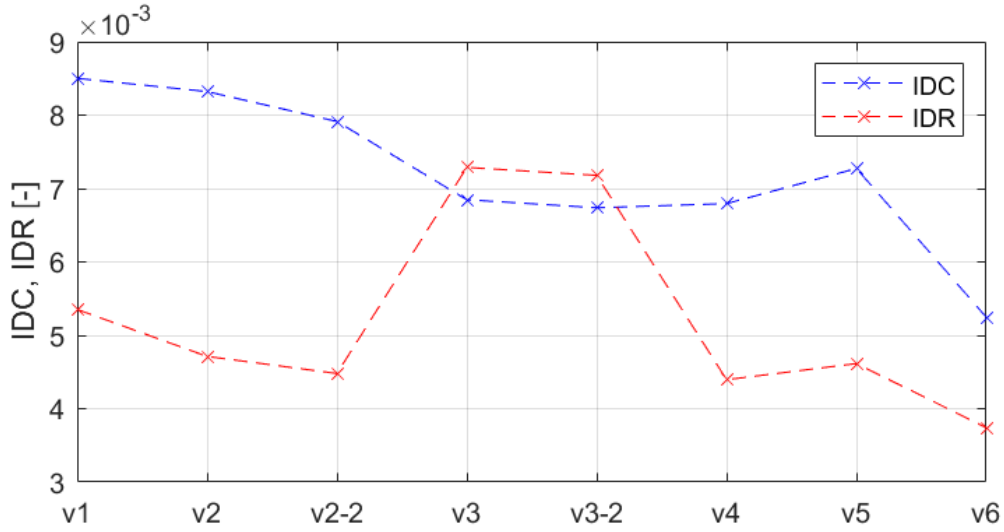


Obr. 43 – Průběh statického tlaku podél kanálu



Obr. 44 – Průběh rychlosti podél kanálu

Křivky statického tlaku a rychlosti jsou ovlivněny přítomností vstupního kuželu rotoru. Při průchodu kanálem z důvodu zvětšování průřezu klesá rychlost, v místě, kde se nachází kužel dochází však vlivem snižování průřezu naopak k jejímu zvýšení. Literatura popisuje tyto kanály jako výhodné z hlediska rovnoměrnosti proudu na vstupu do dmychadla, což je jedno ze zásadních kritérií. Provedené simulace ukázaly, že vstupní kanály tohoto typu však vykazují mírně opačnou tendenci v radiálním směru. Důvodem takového chování je s největší pravděpodobností neplynulý přechod z geometrie kanálu na kužel. Kontury na Obr. 77 ukazují, že významný vliv má také rozdíl rychlosti proudícího vzduchu a k ní relativní rychlost rotace kuželu dmychadla, která při otáčkách kolem 30tis min^{-1} dosahuje značných hodnot.



Obr. 45 – Hodnoty parametrů rovnoměrnosti proudu v závislosti na variantě kanálu

Rozložení celkového tlaku odpovídá rychlostnímu poli, jak bylo zmíněno, rozložení rychlostí na vstupu do dmychadla má zásadní vliv na jeho spolehlivou práci a např. zálohu k pumpáži. Z tohoto důvodu je součinitelům rovnoměrnosti (distorze) proudu ve výstupním řezu vstupního kanálu přikládána značná váha.

Existují různé způsoby popisu rovnoměrnosti proudového pole, v této práci byly vybrány tři kritéria:

- Součinitel obvodové distorze (IDC = Inlet Distortion Circumferential),

$$IDC_i = \frac{(p_{c,R,AV})_i - (p_{c,R,min})_i}{p_{2c}}, \tag{4.1}$$

$$IDC = max\frac{IDC_i + IDC_{i+1}}{2}. \tag{4.2}$$

- Součinitel radiální distorze (IDR = Inlet Distortion Radial),

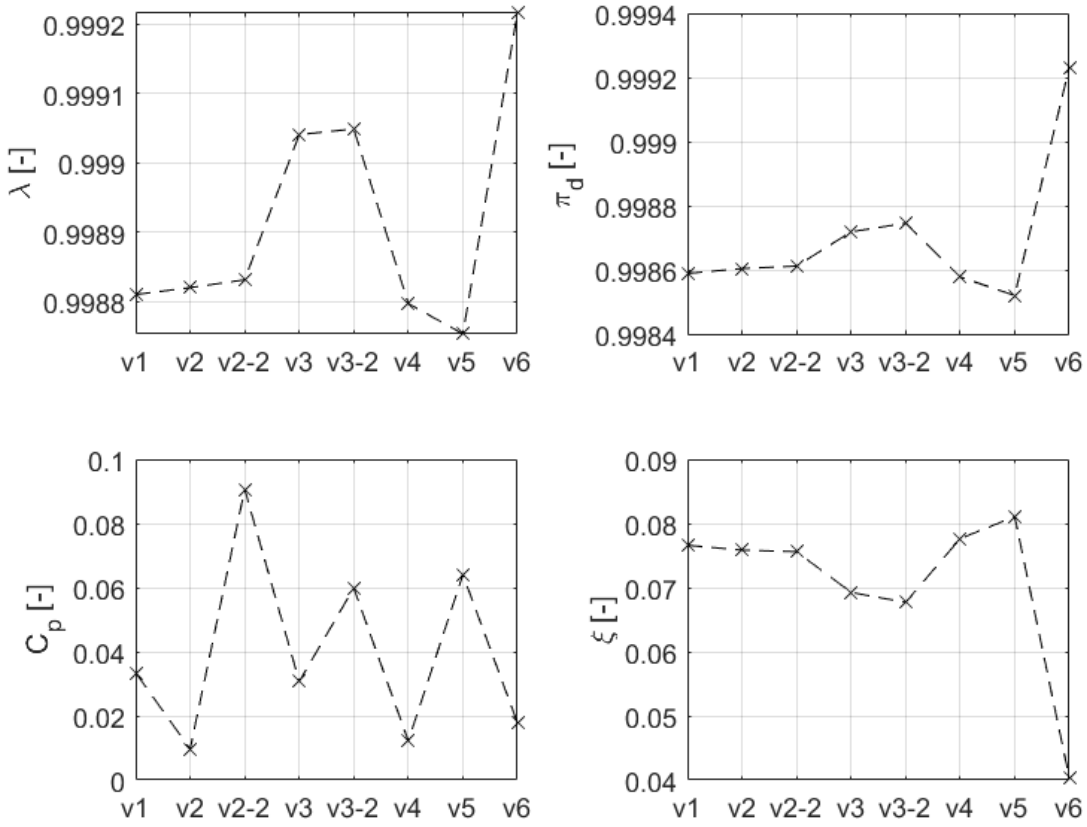
$$IDR_i = \frac{p_{2c} - (p_{c,R,AV})_i}{p_{2c}}, \tag{4.3}$$

$$IDR = max(IDR_{in}, IDR_{hub}). \tag{4.4}$$

- Součinitel rovnoměrnosti λ (program Fluent -> uniformity index),

$$\lambda = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{n} \frac{\sqrt{((p_c)_i - p_{2c})^2}}{p_{2c}} A_i}{2nA}. \tag{4.5}$$

Při zhoršující se kvalitě proudového pole součinitele IDC a IDR rostou. Opačně se chová parametr λ, čím je výsledná hodnota blíže 1, tím je kvalita proudu lepší.



Obr. 46 – Hodnoty parametrů λ, π_d, C_p, ξ v závislosti na variantě kanálu

Z Obr. 45 je zřejmé, že z hlediska obvodové rovnoměrnosti nejlépe vychází kanály v3, v3-2 a v6, které jsou navrženy jako více rozšiřující se, přičemž v místě kuželu dmychadla dojde ke snížení průřezu a opětovnému navýšení rychlosti. Radiální rovnoměrnost u těchto variant naopak vychází nejhůře. Opakem jsou kanály v1, v2, v2-2, v4 a v5, jejichž difuzorní tendence není velká, geometrie plynule přechází ze vstupních částí půlkruhů do mezikruží. Při porovnání s parametrem λ na Obr. 46 lze říct, že z hlediska rovnoměrnosti proudu vychází nejlépe kanál v3 a jeho optimalizovaná derivace v3-2.

Další sledovanou hodnotou je součinitel zachování celkového tlaku π_d, viz rovnice (2.3), Obr. 46. Z hlediska tohoto součinitele vychází samozřejmě opět nejlépe

referenční varianta v6 a dále se jedná znovu o kanály v3 a v3-2. To samé lze tvrdit o ztrátovém součiniteli,

$$\xi = \frac{p_{1c} - p_{2c}}{\frac{\rho c_2^2}{2}}. \tag{4.6}$$

Ztrátový součinitel je počítán jako rozdíl celkových tlaků, který je normovaný s dynamickým tlakem na vstupu do dmychadla.

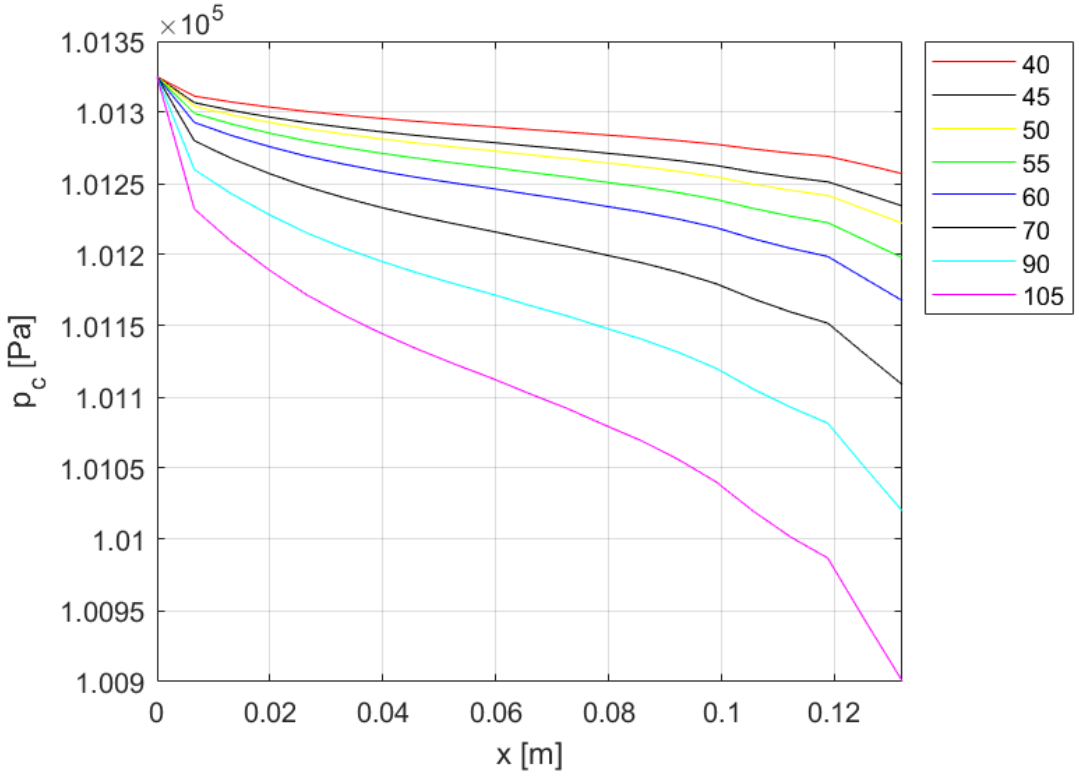
Výsledky součinitele zachování statického tlaku C_p viz rovnice (2.7) se neshodují s ostatními parametry pro popis charakteru proudění, a proto k nim není přihlíženo, nicméně pro úplnost výpočtů jsou uvedeny.

Kontury hlavních veličin jednotlivých variant viz PŘÍLOHA 4.

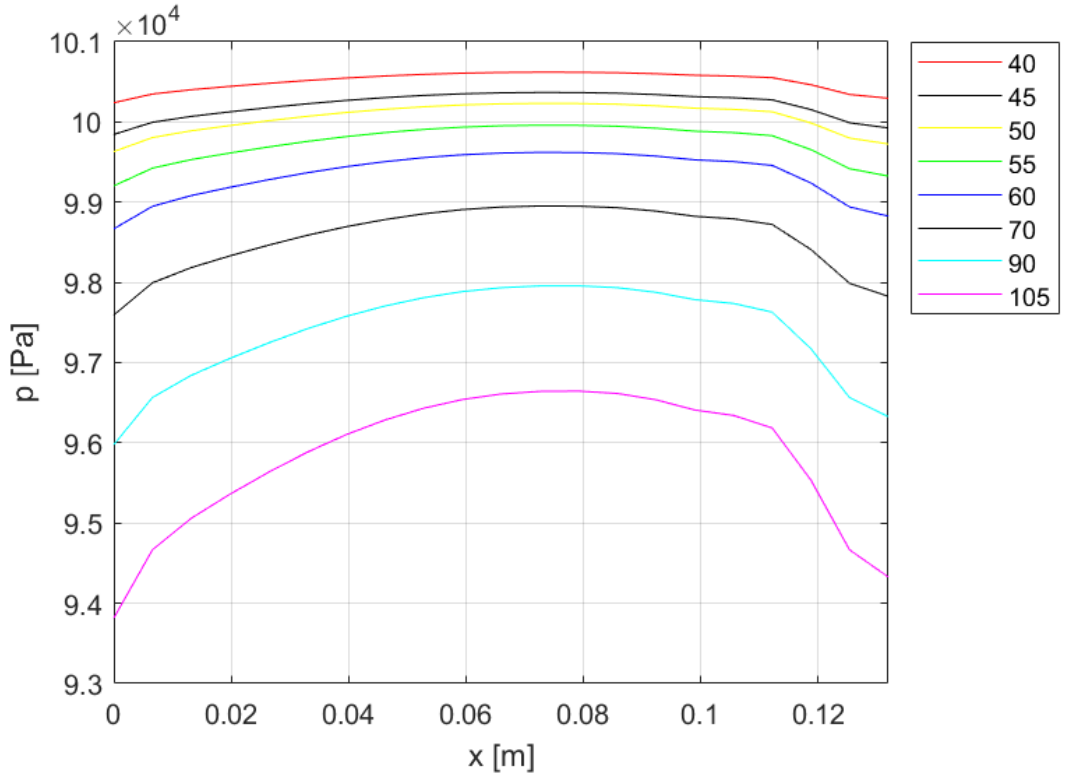
4.4 UPRAVENÉ KANÁLY

Na základě CFD simulací byly navrženy úpravy variant v2 a v3 -> v2-2 a v3-2. Vstupní i výstupní průřez je zachován, změna geometrie se týká vodících křivek, které byly ve snaze o snížení ztrát a zvýšení rovnoměrnosti proudu na výstupu napřímeny, viz Tab. 4 a PŘÍLOHA 1.

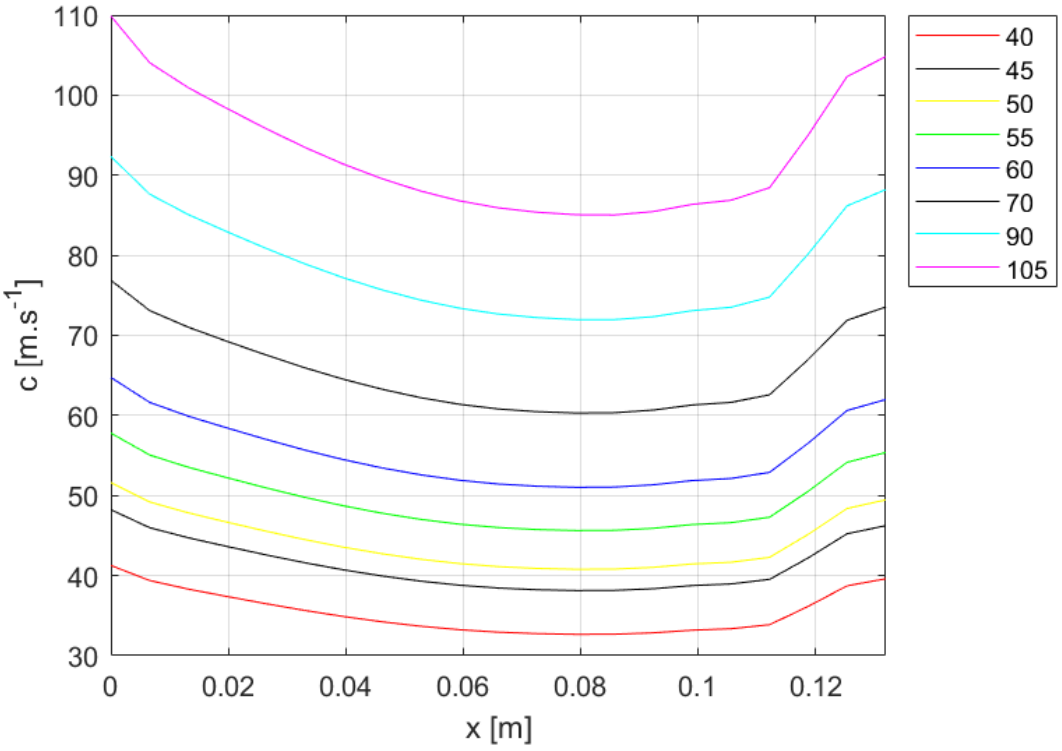
4.4.1 KANÁL V3-2



Obr. 47 – Průběh celkového tlaku podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v3-2



Obr. 48 – Průběh statického tlaku podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v3-2

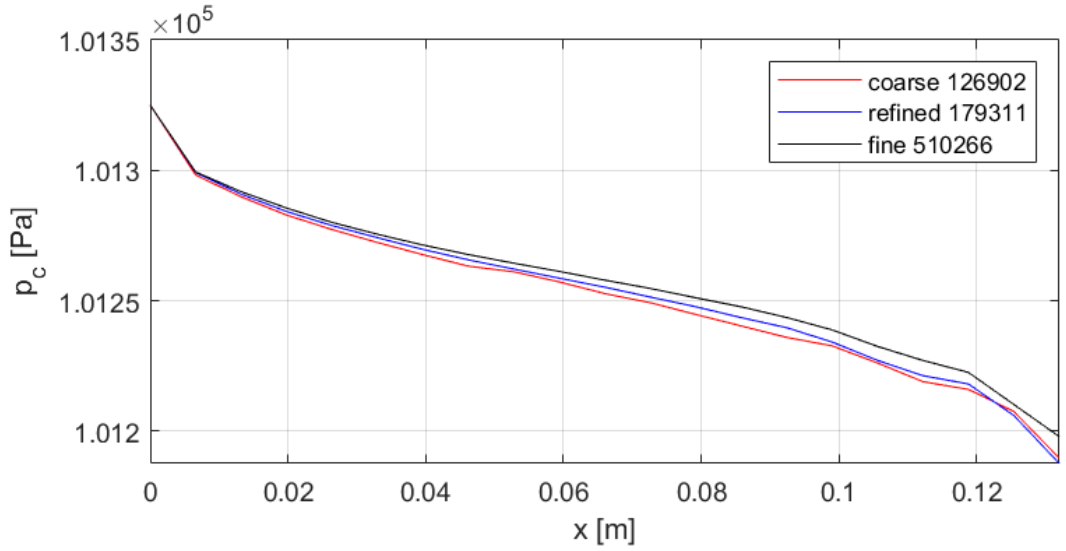


Obr. 49 – Průběh rychlostí podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v3-2

4.4.2 CITLIVOSTNÍ ANALÝZA V3-2

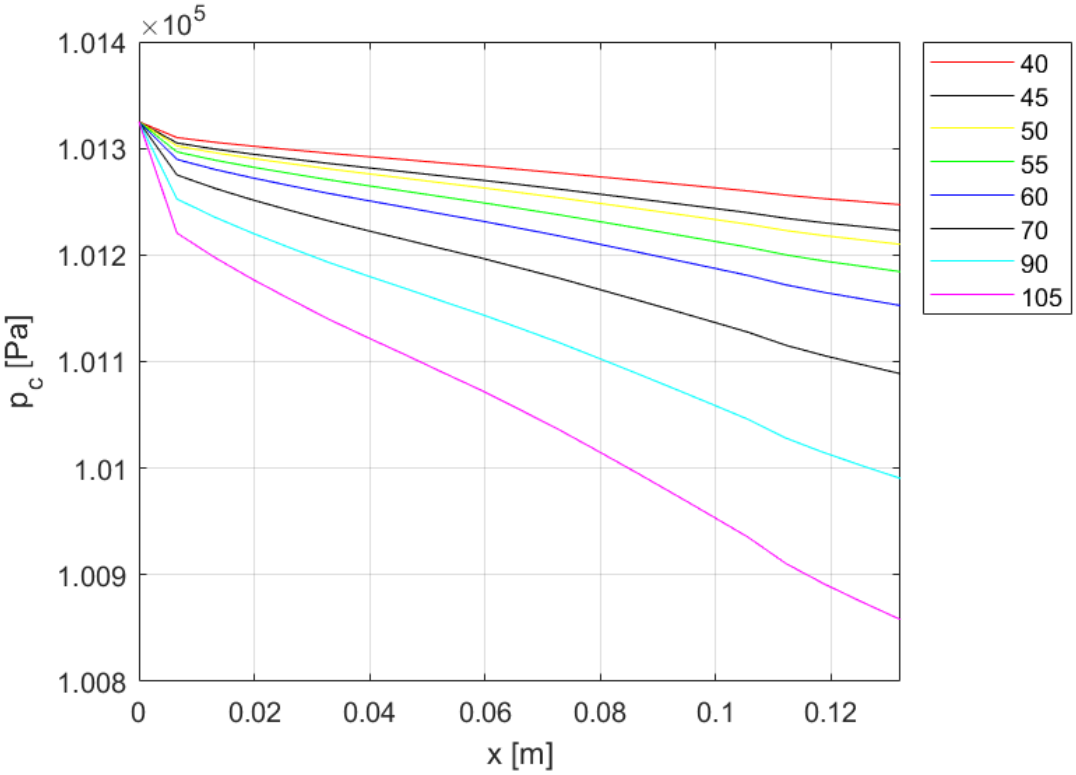
Pro úplnost práce je uveden graf citlivostní analýzy, který udává průběh závislosti celkového tlaku jako hlavního parametru na počtu buněk sítě. Z grafu je zřejmá tendence mírného růstu celkového tlaku při navyšování počtu buněk, při jejich vyšším

počtu jsme přirozeně schopni dosáhnout vyšší přesnosti. Nicméně, existuje určitá hranice, při jejímž dosažení je další navyšování počtu buněk pouhé plýtvání výpočetním výkonem. Pro simulaci byl vybrán mesh označený jako „fine" s počtem buněk sítě 510266.

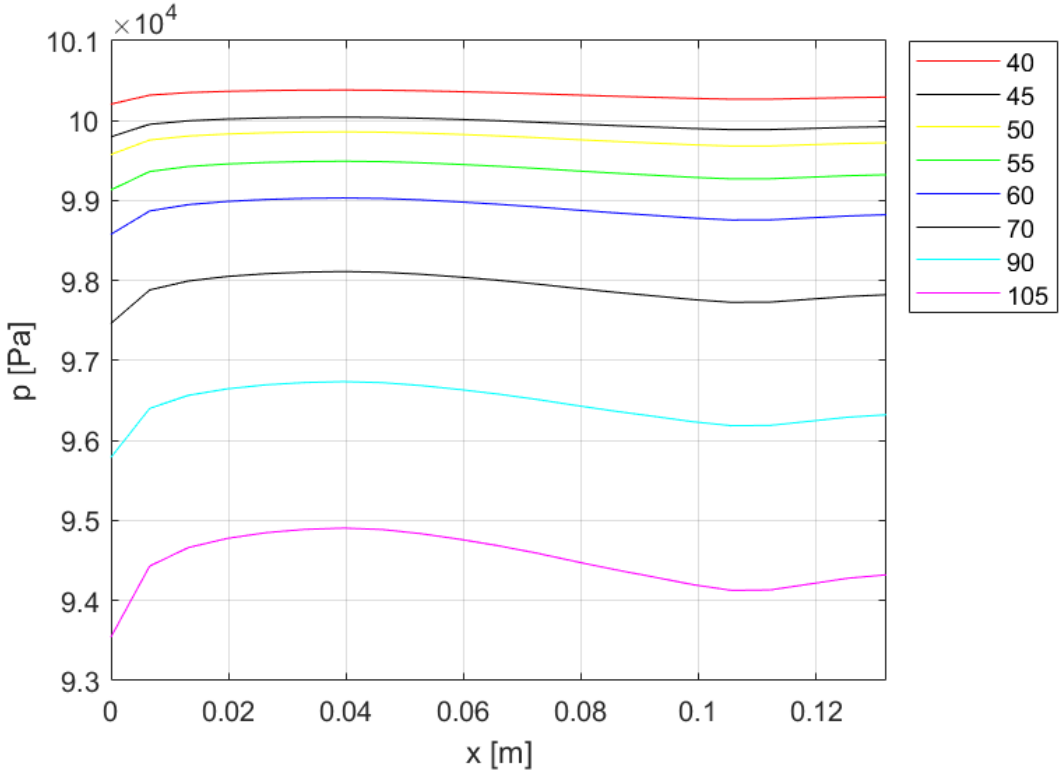


Obr. 50 – Citlivostní analýza pro kanál v3-2

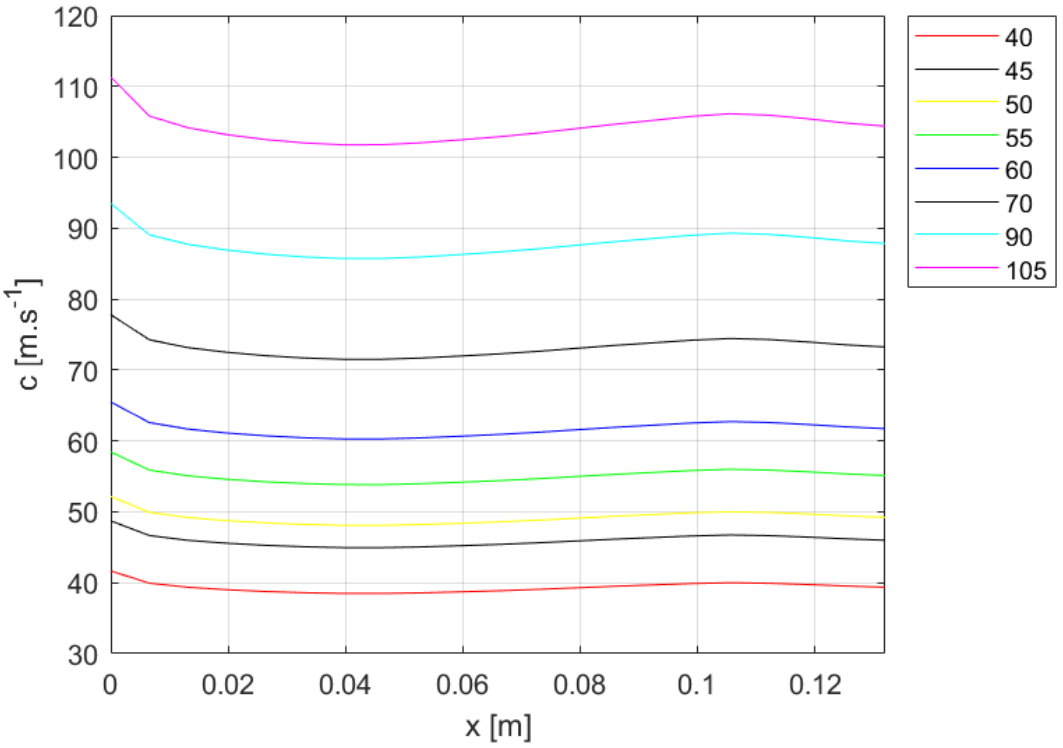
4.4.3 KANÁL V2-2



Obr. 51 – Průběh celkového tlaku podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v2-2



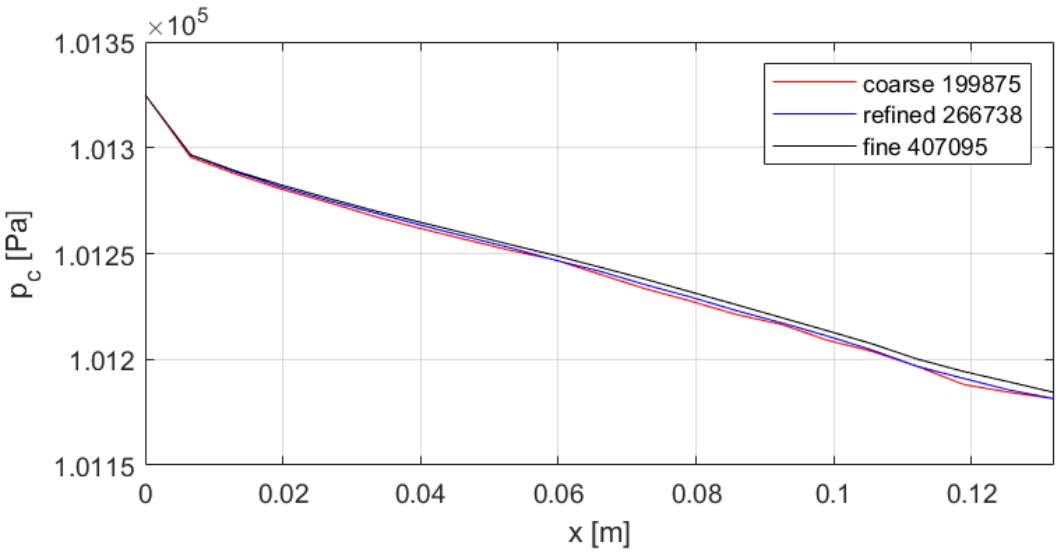
Obr. 52 – Průběh statického tlaku podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v2-2



Obr. 53 – Průběh rychlostí podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v2-2

4.4.4 CITLIVOSTNÍ ANALÝZA V2-2

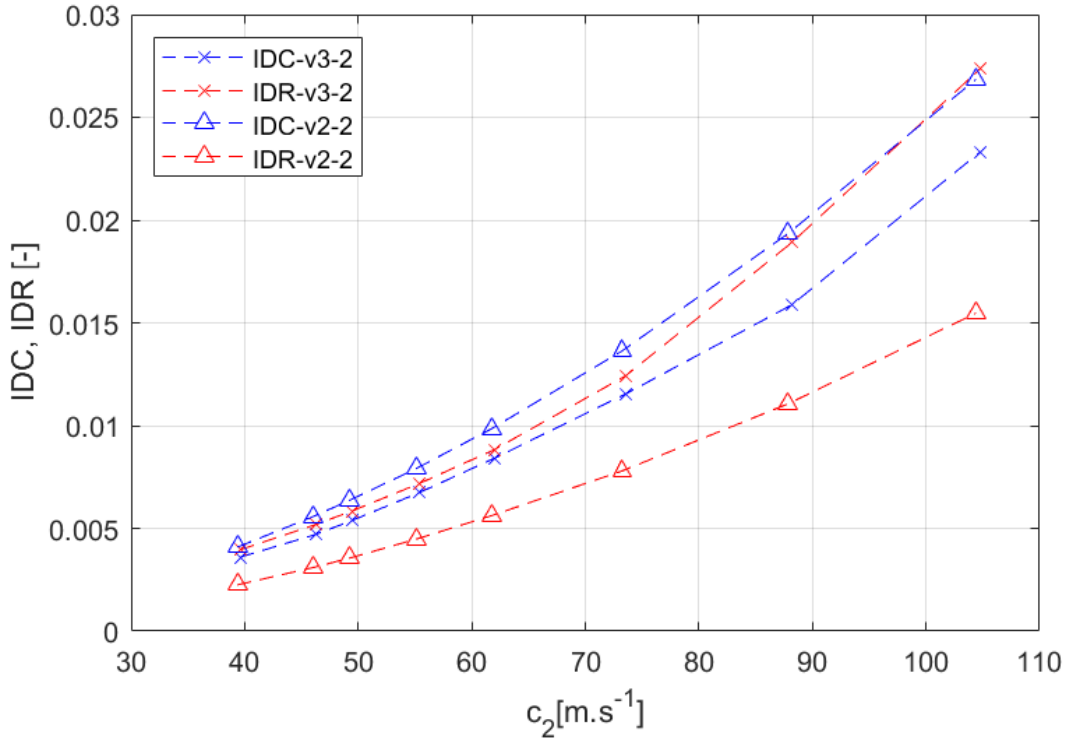
Obdobně jako pro kanál v3-2 byl pro simulaci vybrán mesh označený jako „fine“ s počtem buněk sítě 407095.



Obr. 54 – Citlivostní analýza pro kanál v2-2

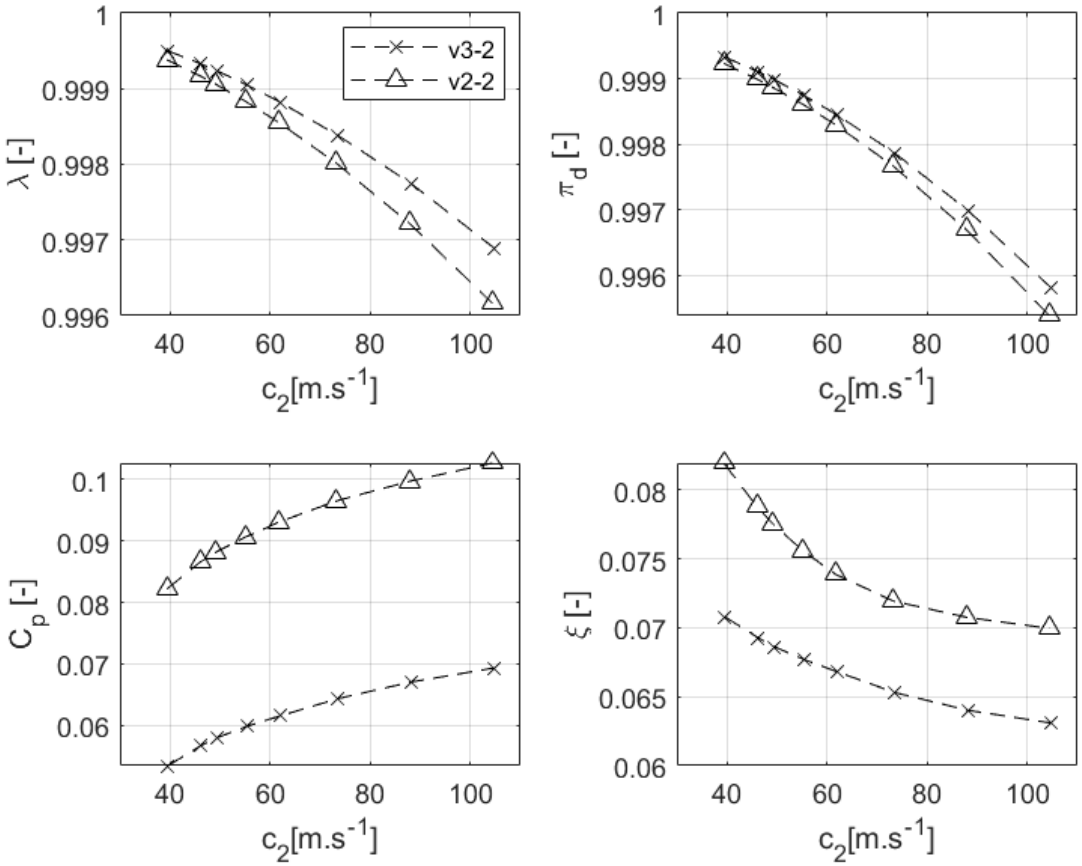
4.4.5 POROVNÁNÍ VSTUPNÍHO KANÁLU V3-2 A V2-2

Při porovnání kanálů dojdeme k závěru, že rovnoměrnost proudu na jejich výstupní rovině se příliš neliší viz Obr. 55, není také snadné se rozhodnout při pohledu na parametry λ nebo π_d i když je vidět, že zde má mírně na vrh varianta v3-2, Obr. 56.



Obr. 55 – Hodnoty parametrů rovnoměrnosti proudu v závislosti na rychlosti c_2

Rozdíl nastává až při porovnání součinitele statického tlaku a ztrátového součinitele obou variant. Nicméně vzhledem k důležitosti součinitele ztrát budeme brát tento jako rozhodující parametr. Z toho vyplývá jako nejlepší varianta vstupní kanál v3-2, jehož řídící geometrie přímo vychází z 1D analytického návrhu.



Obr. 56 – Hodnoty parametrů λ, π_d, C_p, ξ v závislosti na rychlosti c_2

4.4.6 ZHODNOCENÍ A KOMENTÁŘ K PROVEDENÝM SIMULACÍM

Výsledná data a nastavení simulací viz PŘÍLOHA 2.

Výsledky jednotlivých variant při návrhové rychlosti jsou mimo jiné graficky znázorněny pomocí kontur a vektorů, které jsou také výstupem simulací, PŘÍLOHA 4.

Na Obr. 75 a Obr. 76 můžeme pozorovat vyvíjející se odtržení v MV u kanálu v3-2, v místech, kde dochází k separacím proudu a turbulenci je celkový tlak nižší. Na vnitřní stěně kanálu se odtržení objeví prakticky ihned po vstupu do kanálu a pokračuje přes sjednocení větví, kde je intenzita turbulence největší, na vnější stěně je odtržení znatelné až za inflexním bodem. Obr. 77 popisuje rozložení celkového tlaku ve výstupní rovině, zde je vidět ovlivnění proudového pole od rotujícího vstupního kuželu dmychadla. Na rovnoměrnost proudového pole má největší vliv úplav v rovině sjednocení větví kanálu, nicméně to je vlastnost, se kterou je u těchto typů kanálů třeba počítat. Obdobně se proud chová v případě kanálu 2-2 s tím rozdílem, že proud nemusí obtékat kužel dmychadla, z toho plynou lepší hodnoty radiální rovnoměrnosti ve výstupní rovině, Obr. 83.

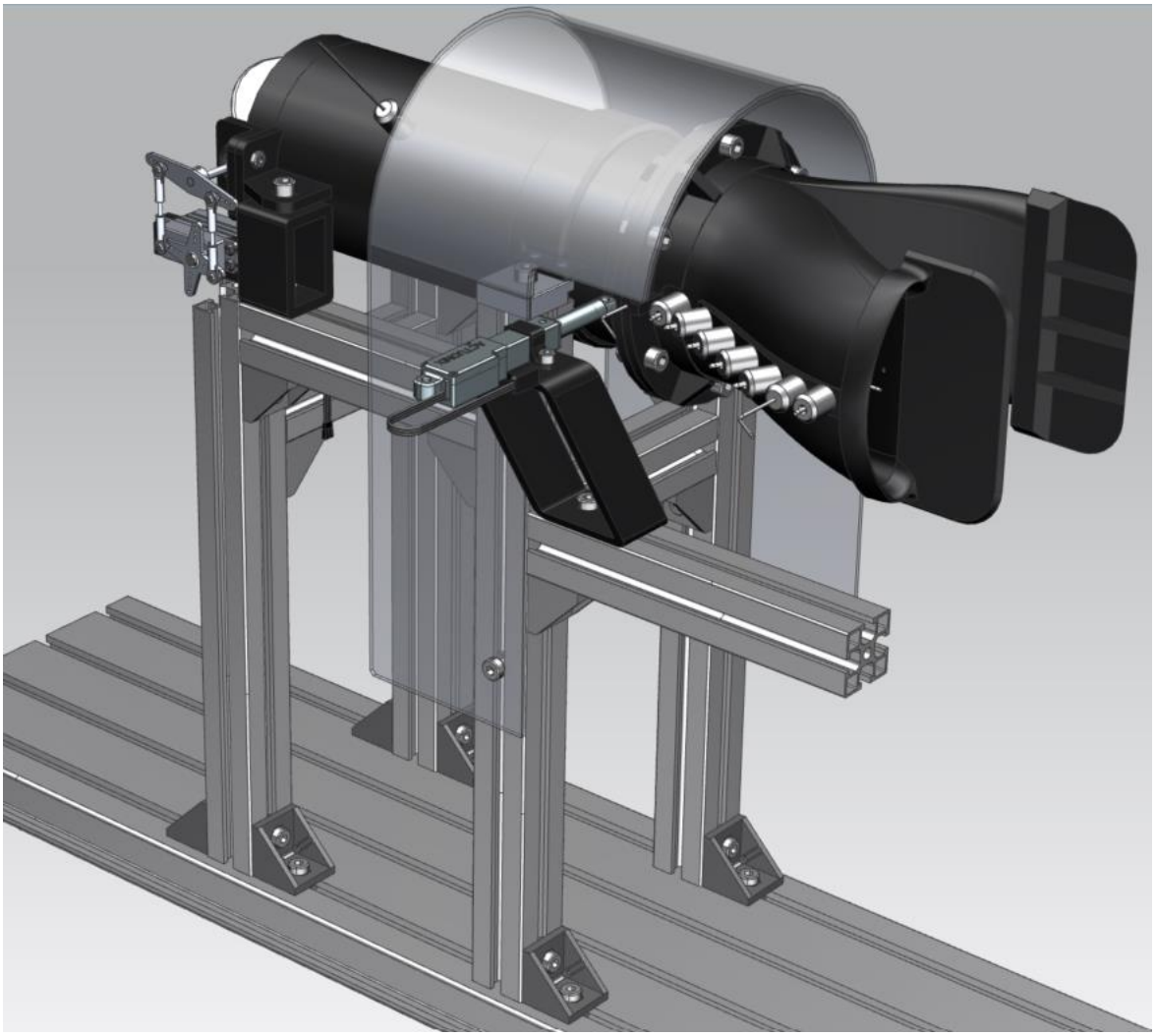
Literatura

(29), (30)

5 NÁVRH MĚŘENÍ

5.1 MĚŘÍCÍ PŘÍPRAVEK

Modely vstupních kanálů pro simulace i model měřícího zařízení byly vytvořeny v programu NX Siemens.



Obr. 57 – Měřící stand – izometrický pohled

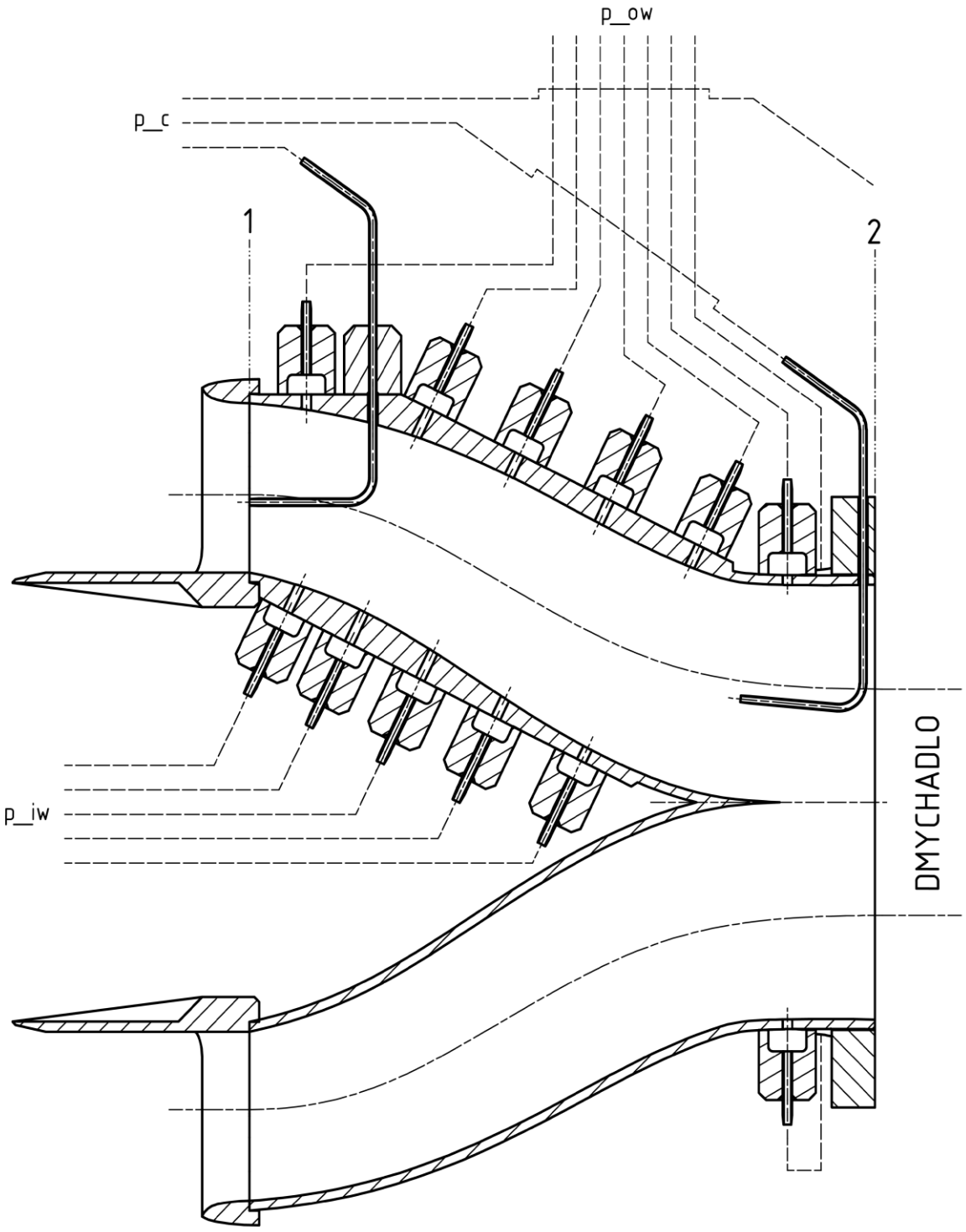
Na Obr. 57 je vyobrazen 3D model měřícího zařízení pro měření celkových a statických tlaků v kanálu. Jedná se o variantu v3-2. Celkový tlak je měřen ve dvou rovinách:

- Vstupní rovina kanálu
- Výstupní rovina kanálu

Sondy celkového tlaku p_c jsou tvořeny zahnutými ocelovými trubičkami o velmi malém průměru (vnitřní Ø1,3 mm). Jedná se o traverzovací způsob měření, kdy lze automaticky pomocí lineárního serva upravit polohu sondy a proměřit tak rovinu

kanálu v celé šířce. Servo bylo zvoleno s ohledem na předpokládané zatížení, datový list viz (31).

Dále jsou měřeny statické tlaky *p_iw*, *p_ow* na vnitřní a vnější stěně při střední rovině v místě největšího ohnutí proudu. Způsob provedení odběrů je zřejmý z následujícího obrázku. Čárkované čáry představují gumové hadičky, které jsou vedeny k tlakovým převodníkům.



Obr. 58 – Schéma měření celkových a statických tlaků v kanálu

Vysunutí, respektive zasunutí sondy celkového tlaku ve výstupní rovině je omezeno vstupním kuželem dmychadla, který sahá do vzdálenosti 20 mm od osy. Tím pádem lze v tomto místě proměřit pouze jednu polovinu kanálu. Po nalezení referenčního bodu pro měření může být poloha sond celkových tlaků zafixována a lineární servo již není třeba.

Na Obr. 57 je také vidět výstupní část měřícího zařízení, které bylo navrženo v bakalářské práci (28). Výstupní kanál je opatřen škrtící klapkou a také odběrem celkového tlaku za dmychadlem, tyto je možné využít pro měření závislosti charakteristik dmychadla na nově navrženém vstupním kanálu při budoucí verifikaci provedených simulací.

5.1.1 NÁBĚŽNÁ HRANA A ŘEZAČE MEZNÍ VRSTVY

Aby se vlivem MV nesnižovala hltnost motoru, používají se různé způsoby obnovy nebo odklonění mezní vrstvy neboli vrstvy vzduchu o nižší energii zbrzděné trupem letounu. U vstupů s tvarem střednice S nebo Y se často používají řezače mezní vrstvy, které slouží k jejímu odstranění nebo usměrnění. V tomto případě jde pouze o návrh částí měřícího přípravku, konečná verze řezače i náběžné hrany musí zohlednit zástavbu kanálu na letounu.

Náběžná hrana, řezače MV, vstupní kanál a držáky serva byly navrženy s ohledem na výrobu 3D tiskem. Při výrobě 3D tištěných dílů je třeba u aerodynamických funkčních ploch brát v potaz drsnost povrchu – povrch je třeba po tisku zjemnit. Tisk je z důvodu rozměrů dostupné tiskárny nutné rozdělit na několik částí, jednotlivé části se k sobě následně lepí.

Model sestavy měřícího přípravku a modely navržených kanálů uloženy jako soubory programu NX a stp, PŘÍLOHA 3.

6 ZÁVĚR

V diplomové práci je shrnuta problematika charakteristik a návrhu podzvukových vstupních ústrojí, přičemž je v textu kladen důraz na kanály přechodové a kanály se zakřivenou střednicí, jejichž návrh je předmětem praktické části práce. Jsou uvedena doporučení, optimální parametry a kritéria používaná při posuzování různých konstrukčních řešení.

Bylo navrženo několik variant vstupních kanálů se zakřivenou střednicí a kanál referenční se střednicí přímou. Vzhledem k součinitelům rovnoměrnosti proudu ve výstupní rovině, součiniteli zachování celkového tlaku a součiniteli ztrát byly zvoleny dvě varianty, které vycházely v porovnání s ostatními nejlépe. Zvolené varianty se od sebe částečně liší, je tak možné porovnat a zhodnotit dvě různá konstrukční řešení. Na základě provedených simulací v programu Fluent byly tyto kanály následně optimalizovány napřímením jejich vodících křivek. Tyto byly následně také podrobeny simulacím. Analýza výsledků ukazuje kanál v3-2 jako nejlepší navrženou variantu. Vizuální porovnání výsledků s konturami a vektory uvedenými v příloze práce tuto skutečnost potvrzuje.

Jedním z výstupů práce je mimo jiné i návrh měření celkových a statických tlaků v kanálu. Sestava kanálu s tlakovými odběry je připevněna na měřící přípravek, který byl navržen v bakalářské práci. Předpokládá se navázaní dalšími akademickými pracemi zabývající se samotným měřením a verifikací provedených simulací.

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

1. Fakulta strojní ČVUT v Praze. [Online] [Citace: 15. červen 2021.] https://www.fs.cvut.cz/aktuality/230-212/unikatni-ultralehky-letounu-ul-39-albi/.

2. Historical airshow. [Online] [Citace: 19. červen 2021.] http://www.historical-airshow.com/en/2016/06/03/mig-15-uti-czech-flying-legends/.

3. Lom Praha. [Online] [Citace: 15. červen 2021.] https://www.lompraha.cz/news/lom-praha-nabizi-provozovatelum-l-29-usporne-reseni-pro-motory-m701.

4. PBS. [Online] [Citace: 15. červen 2021.] https://www.pbs.cz/.

5. Air Team Images. [Online] [Citace: 15. červen 2021.] https://www.airteamimages.com/lockheed-l-1011-tristar__N510PA__pan-am__321153__large.html.

6. UAV Navigation. [Online] [Citace: 19. červen 2021.] https://www.uavnavigation.com/sites/default/files/inline-images/AAA%20Phoenix%20Target.jpg.

7. FAROKHI, Saeed. *Aircraft propulsion.* 2nd ed. Chichester : Wiley, 2014. ISBN 978-111-8806-777.

8. Bräunling, Willy J.G. *Flugzeugtriebwerke – Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme.* Hamburg : Springer Vieweg, 2015. 978-3-642-34538-8.

9. Norman J. Martin, Curt A. Holzhauser. *Analysis of Factors Influencing the Stability Characteristics of Symmetrical Twin-Intake Air-Induction Systems.* Washington : Ames Aeronautical Laboratory, NACA, 1950. Technical Note 2049.

10. ADAMEC, Josef a Jindřich KOCÁB. *Letadlové motory.* Vyd. 2. Praha : Corona, 2008. ISBN 978-80-86116-54-9.

11. JERIE, Jan. *Teorie motorů.* Praha : České vysoké učení technické v Praze, 1995.

12. KMOCH, Petr. *Teorie leteckých motorů, část I (základní rovnice, kompresory).* Brno : Vojenská akademie v Brně, Katedra letadel a motorů, 2002.

13. —. *Teorie leteckých motorů, část III (výstupní soustavy, jednoproudové, turbohřídelové, dvouproudové motory, vstupní soustavy).* Brno : Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, 2011.

14. LINHART, Zdeněk a Ján KAMENICKÝ. *Konstrukce leteckých motorů: část I.* Brno : VA AZ, 1986.

15. BROŽ, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí.* Praha : České vysoké učení technické v Praze, 1990.

16. ROLLS-ROYCE. *The Jet Engine.* 5th ed. Chichester : Wiley, 2015. ISBN 978-1119065999.

17. HÜNECKE, Klaus. *Jet engines: fundamentals of theory, design, and operation.* Osceola, WI, USA : Motorbooks International, 1997. ISBN 0-7603-0459-9.

18. KUTZ, Myer. *Mechanical engineers' handbook: Energy and Power.* 3rd ed. Hoboken (New Jersey) : Wiley, 2006. ISBN 13 978-0-471-44990-4.

19. MATTINGLY, JACK D. *Elements of gas turbine propulsion.* New Delhi : Tata McGraw-Hill, 2005. ISBN 9780070606289.

20. YAHYA, S. M. *Turbines compressors and fans.* 2nd ed. New Delhi : Tata McGraw-Hill, 2003. ISBN 0070420394.

21. Seddon J, Goldsmith EL. *Intake aerodynamics.* Washington DC : AIAA Education Series, 1985.

22. *Inlets, ducts and nozzles.* John M. Abbott, Bernhard H. Anderson, Edward J. Rice. 1987. Aeropropulsion. 19880006409.

23. A. M. K. P. Taylor, J. H. Whitelaw and M. Yianneskis. *Developing Flow in S-Shaped Ducts.* Imperial College of Science and Technology, London, England : NASA, 1984. Report 3759.

24. *Performace Evaluation of Divided Intake Ducts: Effect of Area Ratio and Inlet Reynolds Number.* Sanjeev Bharani, S. N. Singh, V Seshadri and R. Chandramouli. místo neznámé : International Journal of Fluid Mechanics Research, 2003. 1064-2277.

25. *Flow Characteristics of a Symmetric Y-shaped Diffusing Duct with Zero Yaw Angle.* Netrapal Singh, Abdur Rahim, Mohd Islam. New Delhi : Indian Journal of Engineering and Materials Sciences, 2013.

26. Helmich M., Sommer T. *Analýza a geometrický návrh vstupního ústrojí.* Praha : Ústav letadlové techniky FS ČVUT, 2014. Technická zpráva ULT č. TZP/ULT/39/14.

27. Helmich M., Kulhánek R. *Ověření použitelnosti vstupního ústrojí pomocí počítačové simulace proudění.* Praha : Ústav letadlové techniky FS ČVUT, 2014. Technická zpráva ULT č. TZP/ULT/40/14.

28. HEJNA, Jiří. *Měření charakteristik modelového dmychadla; bakalářská práce.* Praha : České vysoké učení technické v Praze, 2018.

29. Okiishi, Stever R. Wellborn and Theodore H. *A Study of the Compressible Flow Through a Diffusing S-Duct.* 1993. NASA Technical Memorandum 106411.

30. Jiří Pecinka, Gabriel T. Bugajski, Petr Kmoch, Adolf Jílek. JET ENGINE INLET DISTORTION SCREEN AND DESCRIPTOR. *Acta Polytechnica 57(1):22–31.* 2017.

31. *ACTUONIX MOTION DEVICES INC.* [Online] [Citace: 29. Červenec 2021.] https://s3.amazonaws.com/actuonix/Actuonix+L12+Datasheet.pdf.

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 1 – Experimentální ultralehký letoun UL-39 Albi s nekonvenčním dmychadlovým pohonem – vstupní ústrojí s řezači mezní vrstvy na bocích trupu (Y-tvar) (1).....12
Obr. 2 – Proudový stíhací letoun MiG-15 – vstupní ústrojí čelní umístěné přímo v trupu (2).....13
Obr. 3 – Vojenský proudový podzvukový cvičný letoun Aero L-29 Delfín – vstupní ústrojí v kořenech křídel (3).....14
Obr. 4 – Podzvukový cvičný letoun Aero L-39 Albatros a víceúčelový lehký bojový letoun Aero L-159 Alca – vstupní ústrojí s řezači mezní vrstvy na bocích trupu (Y-tvar) (4).....14
Obr. 5 – Letoun Lockheed L-1011 Tristar letecké společnosti Pan Am – vstupní ústrojí motorů na křídlech kruhové krátké s přímou střednicí, vstupní ústrojí motoru v zadní části kruhové dlouhé se zakřivenou střednicí (S-tvar) (5).....15
Obr. 6 – Vizualizace bezpilotního létajícího prostředku poháněného proudovým motorem české výroby PBS TJ100 – vstupní ústrojí na horní straně trupu (S-tvar) (4)..15
Obr. 7 – Podzvukový cvičný cíl Phoenix připravený ke stratu z katapultu – vstupní ústrojí v zadní části trupu na bocích (NACA vstup) (6).....16
Obr. 8 – Podzvukový difuzor a T-s diagram zobrazující statické a celkové stavy proudící tekutiny (7).....17
Obr. 9 – Součinitel zachování celkového tlaku a účinnost v závislosti na Machově čísle letu a hmotnostním průtoku motorem (8).....19
Obr. 10 – Graf závislosti $CPideal$ na AR (7).....20
Obr. 11 – Difuzorní kanál se zakřivenou střednicí (S-tvar) (7).....21
Obr. 12 – Režimy proudění v difuzoru v závislosti na úhlu rozevření (7).....21
Obr. 13 – Režimy proudění pro 2D obdélníkový difuzor (7).....22
Obr. 14 – Difuzorní přechodové kanály různých velikostí (7).....23
Obr. 15 – Graf pro volbu optimálních parametrů 2dimenzionálního rovinného difuzoru se vstupní blokací cca 1,5 % (7).....24
Obr. 16 – Graf pro volbu optimálních parametrů kónického difuzoru se vstupní blokací 2 % (7).....25
Obr. 17 – Podzvukový vstup za letu při návrhových podmínkách (7).....26
Obr. 18 – Součinitel průtočných ploch zachyceného proudu v závislosti na Machově čísle letu a na náběžné hraně (7).....27
Obr. 19 – Rychlostní profil na náběžné hraně (eliptický tvar) (7).....27
Obr. 20 – Součinitel průtoku mezi „1“ a „th“ v závislosti na příslušných Machových číslech (7).....28
Obr. 21 – Křivky odporu na vstupu pro různé režimy letu v závislosti na Machově čísle na náběžné hraně (7).....29

Obr. 22 – Součinitel průtoku mezi řezy „0“ a „2“ v závislosti na Machově čísle letu při různých rychlostech proudícího vzduchu na vstupní rovině dmychadla (7) 29
Obr. 23 – Limit separace proudu u kónických difuzorů (8) 30
Obr. 24 – Vliv tloušťky náběžné hrany motorových gondol pro cestovní režim a pro nízké rychlosti a vliv bočního větru (8) 31
Obr. 25 – Základní geometrie jednoduchého podzvukového vstupního ústrojí s přímou střednicí (8) 32
Obr. 26 – Poměr průřezů $AmaxAth$ v závislosti na parametrech zachování statického tlaku CP a Machově čísle letu pro $Mth = 0{,}75$ a $\kappa = 1{,}4$ (8) 33
Obr. 27 – Dlouhá gondola s přikloněnou vstupní rovinou typická pro turbodmychadlové motory dnešních dopravních letounů (8) 36
Obr. 28 – Klasické uspořádání pohonného systému letounu při použití vstupu Y (9) 38
Obr. 29 – Charakteristika zachování celkového a statického tlaku ve vstupním ústrojí typu Y (9) 39
Obr. 30 – Predikovaná charakteristika proudu – Y vstup (9) 40
Obr. 31 – Proudění ve vstupních ústrojích se střednicí tvaru Y (9) 41
Obr. 32 – Vstupní kanály UL-39 Albi, izometrický pohled (26), (27) 42
Obr. 33 – Vstupní kanály UL-39 Albi, pohled shora (26), (27) 42
Obr. 34 – Charakteristika modelového dmychadla (28) 43
Obr. 35 – Sestava dmychadla (28) 44
Obr. 36 – Vstupní tvary (26) 45
Obr. 37 – Průběh veličin podél délky kanálu – 1D výpočet 45
Obr. 38 – Upravené vodicí křivky podél délky kanálu – ½ kruhový průřez – 1D výpočet, osa x představuje osu rotace dmychadla 46
Obr. 39 – Ustálení residuí pro kanál v3-2 49
Obr. 40 – Ustálení vstupní a výstupní rychlosti pro kanál v3-2 49
Obr. 41 – Výpočetní sítě řešených kanálů – izometrický pohled 50
Obr. 42 – Průběh celkového tlaku podél kanálu 51
Obr. 43 – Průběh statického tlaku podél kanálu 52
Obr. 44 – Průběh rychlosti podél kanálu 52
Obr. 45 – Hodnoty parametrů rovnoměrnosti proudu v závislosti na variantě kanálu 53
Obr. 46 – Hodnoty parametrů $\lambda, \pi d, Cp, \xi$ v závislosti na variantě kanálu 54
Obr. 47 – Průběh celkového tlaku podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v3-2 55
Obr. 48 – Průběh statického tlaku podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v3-2 56
Obr. 49 – Průběh rychlostí podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v3-2 56
Obr. 50 – Citlivostní analýza pro kanál v3-2 57

Obr. 51 – Průběh celkového tlaku podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v2-2 57
Obr. 52 – Průběh statického tlaku podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v2-2 58
Obr. 53 – Průběh rychlostí podél kanálu při různých rychlostech proudu, kanál v2-2 58
Obr. 54 – Citlivostní analýza pro kanál v2-2 59
Obr. 55 – Hodnoty parametrů rovnoměrnosti proudu v závislosti na rychlosti $c2$ 59
Obr. 56 – Hodnoty parametrů $\lambda, \pi d, Cp, \xi$ v závislosti na rychlosti $c2$ 60
Obr. 57 – Měřící stand – izometrický pohled 61
Obr. 58 – Schéma měření celkových a statických tlaků v kanálu 62
Obr. 59 – Výkres vstupního kanálu v3-2, DP-00-001 74
Obr. 60 – Výkres vstupního kanálu v2-2, DP-00-002 75
Obr. 61 – Schéma měření celkových a statických tlaků v kanálu, DP-00-003 76
Obr. 62 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v1 – střední rovina 77
Obr. 63 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v1 – střední rovina 78
Obr. 64 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v1 – rovina xy+32,25mm 79
Obr. 65 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v1 – výstupní rovina 80
Obr. 66 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v1 – výstupní rovina 81
Obr. 67 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v1 – střední rovina 82
Obr. 68 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v2 – střední rovina 83
Obr. 69 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v2 – střední rovina 84
Obr. 70 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v2 – rovina xy+32,25mm 85
Obr. 71 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v2 – výstupní rovina 86
Obr. 72 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v2 – výstupní rovina 87
Obr. 73 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v2 – střední rovina 88
Obr. 74 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v2-2 – střední rovina 89
Obr. 75 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v2-2 – střední rovina 90
Obr. 76 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v2-2 – rovina xy+32,25mm 91
Obr. 77 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v2-2 – výstupní rovina 92
Obr. 78 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v2-2 – výstupní rovina 93
Obr. 79 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v2-2 – střední rovina 94
Obr. 80 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v3 – střední rovina 95
Obr. 81 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v3 – střední rovina 96
Obr. 82 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v3 – rovina xy+32,25mm 97
Obr. 83 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v3 – výstupní rovina 98
Obr. 84 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v3 – výstupní rovina 99
Obr. 85 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v3 – střední rovina 100
Obr. 86 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v3-2 – střední rovina 101
Obr. 87 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v3-2 – střední rovina 102

Obr. 88 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v3-2 – rovina xy+32,25mm 103
Obr. 89 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v3-2 – výstupní rovina 104
Obr. 90 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v3-2 – výstupní rovina 105
Obr. 91 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v3-2 – střední rovina 106
Obr. 92 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v4 – střední rovina 107
Obr. 93 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v4 – střední rovina 108
Obr. 94 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v4 – rovina xy+32,25mm ... 109
Obr. 95 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v4 – výstupní rovina 110
Obr. 96 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v4 – výstupní rovina 111
Obr. 97 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v4 – střední rovina 112
Obr. 98 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v5 – střední rovina 113
Obr. 99 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v5 – střední rovina 114
Obr. 100 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v5 – rovina xy+32,25mm .. 115
Obr. 101 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v5 – výstupní rovina 116
Obr. 102 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v5 – výstupní rovina 117
Obr. 103 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v5 – střední rovina 118
Obr. 104 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v6 – střední rovina 119
Obr. 105 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v6 – střední rovina 120
Obr. 106 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v6 – výstupní rovina 121
Obr. 107 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v6 – výstupní rovina 122
Obr. 108 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v6 – střední rovina 123

SEZNAM TABULEK

Tab. 1 – Bezrozměrné souřadnice gondol podle NACA-1-série (8) 34
Tab. 2 – Okrajové podmínky návrhu 44
Tab. 3 – Vypočtené hodnoty – 1D výpočet 46
Tab. 4 – Geometrické parametry navržených variant 51

SEZNAM PŘÍLOH

PŘÍLOHA 1

Výkresová dokumentace:

- Vstupní kanál v3-2 DP-00-001.pdf
- Vstupní kanál v2-2 DP-00-002.pdf
- Schéma měření celkových a statických tlaků v kanálu DP-00-003.pdf

PŘÍLOHA 2

Výsledky a nastavení simulací v programu Ansys Fluent 19.1 CFD.rar

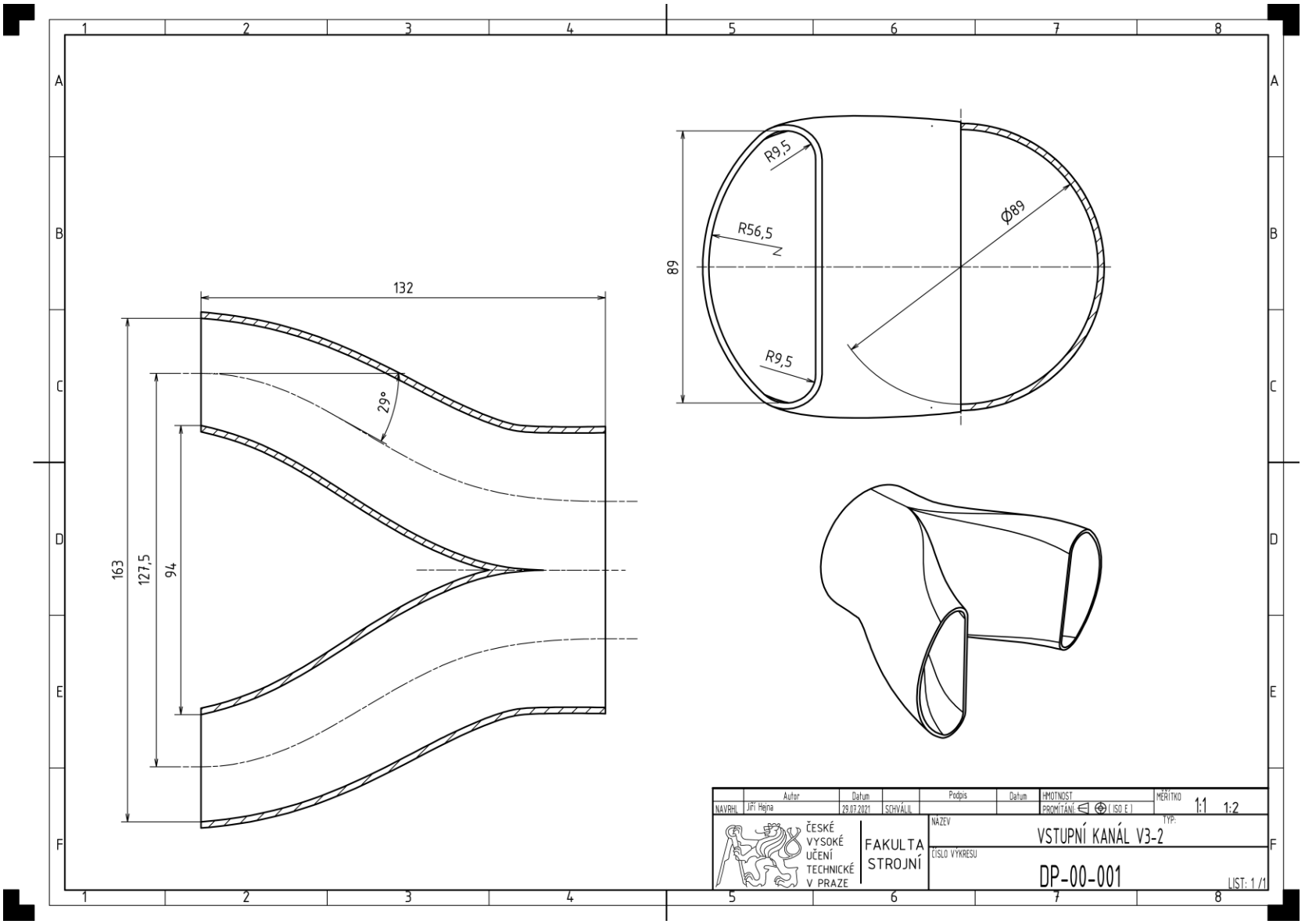
Export získaných dat do tabulkového editoru CFD.xlsx

PŘÍLOHA 3

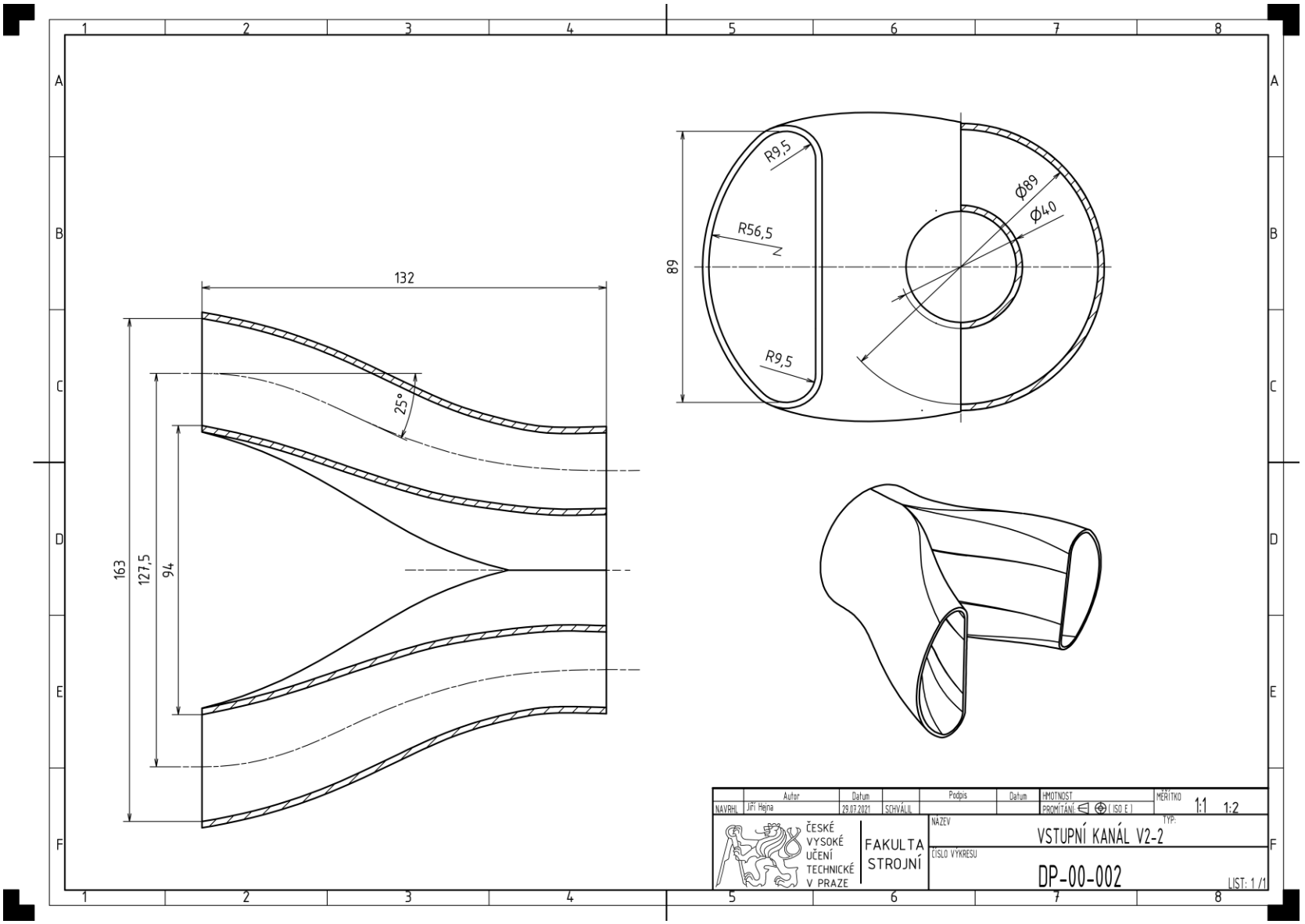
Model měřícího přípravku včetně vstupních kanálů pro 3D tisk Model.rar

PŘÍLOHA 4

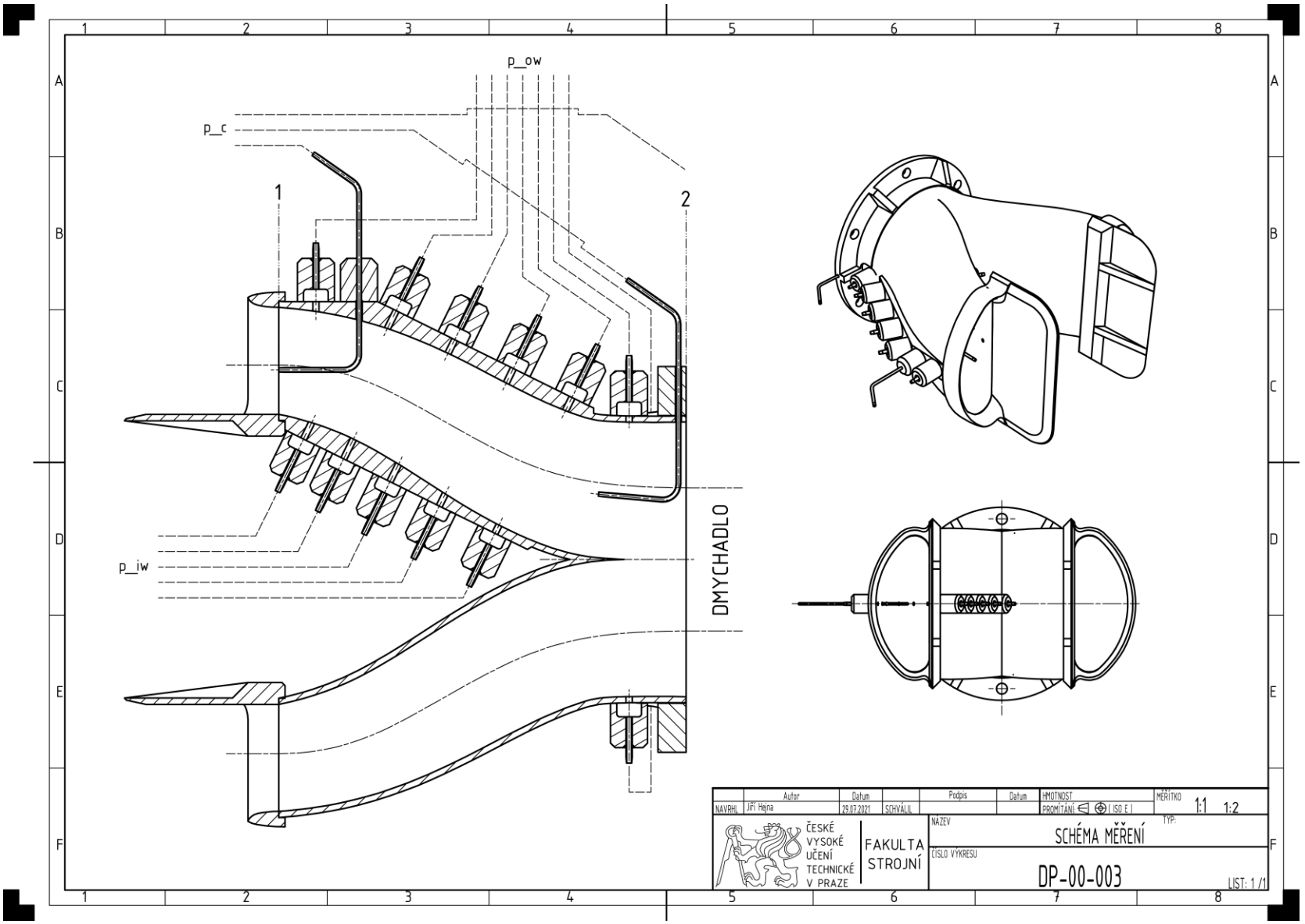
Výsledky simulací jednotlivých kanálů při návrhové rychlosti



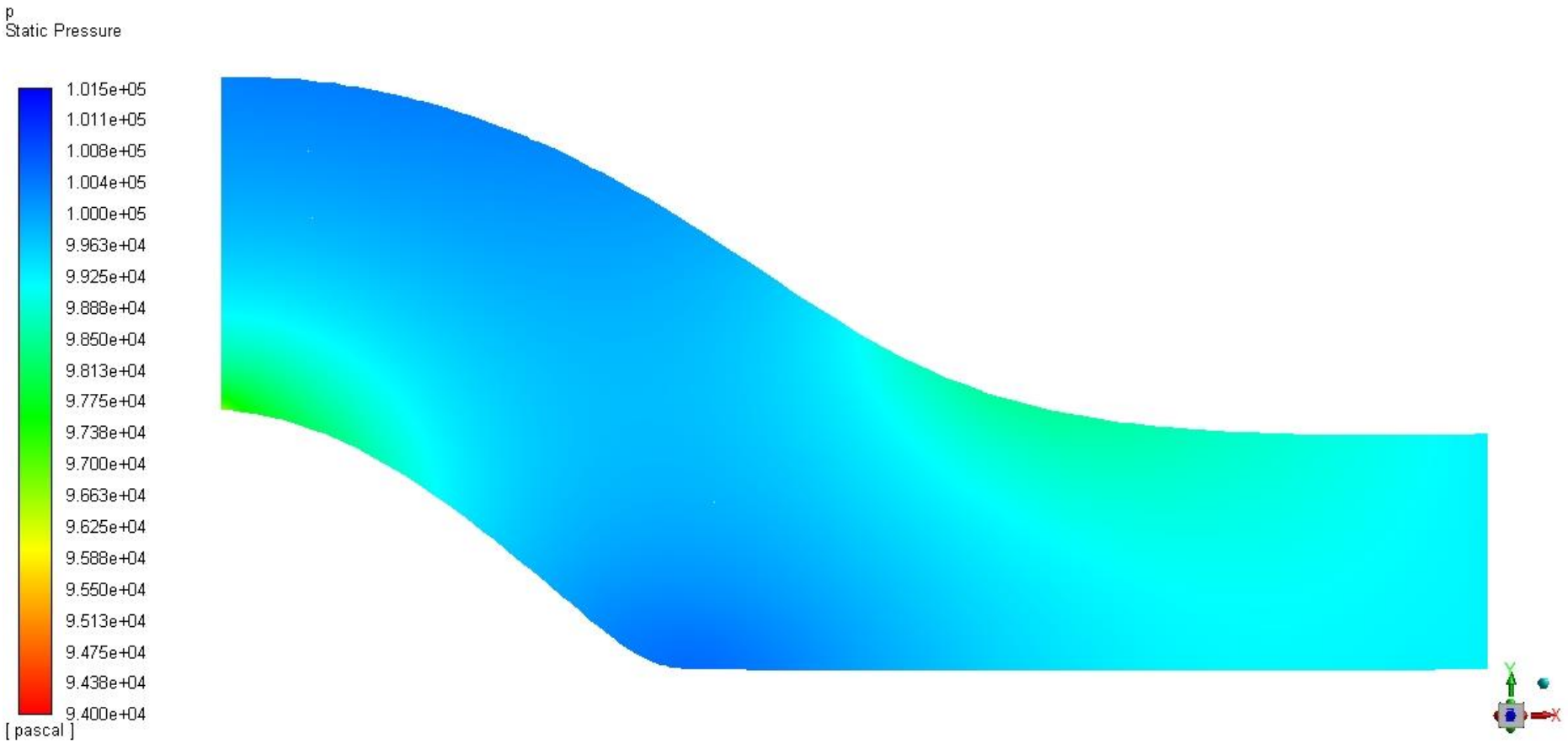
Obr. 59 – Výkres vstupního kanálu v3-2, DP-00-001



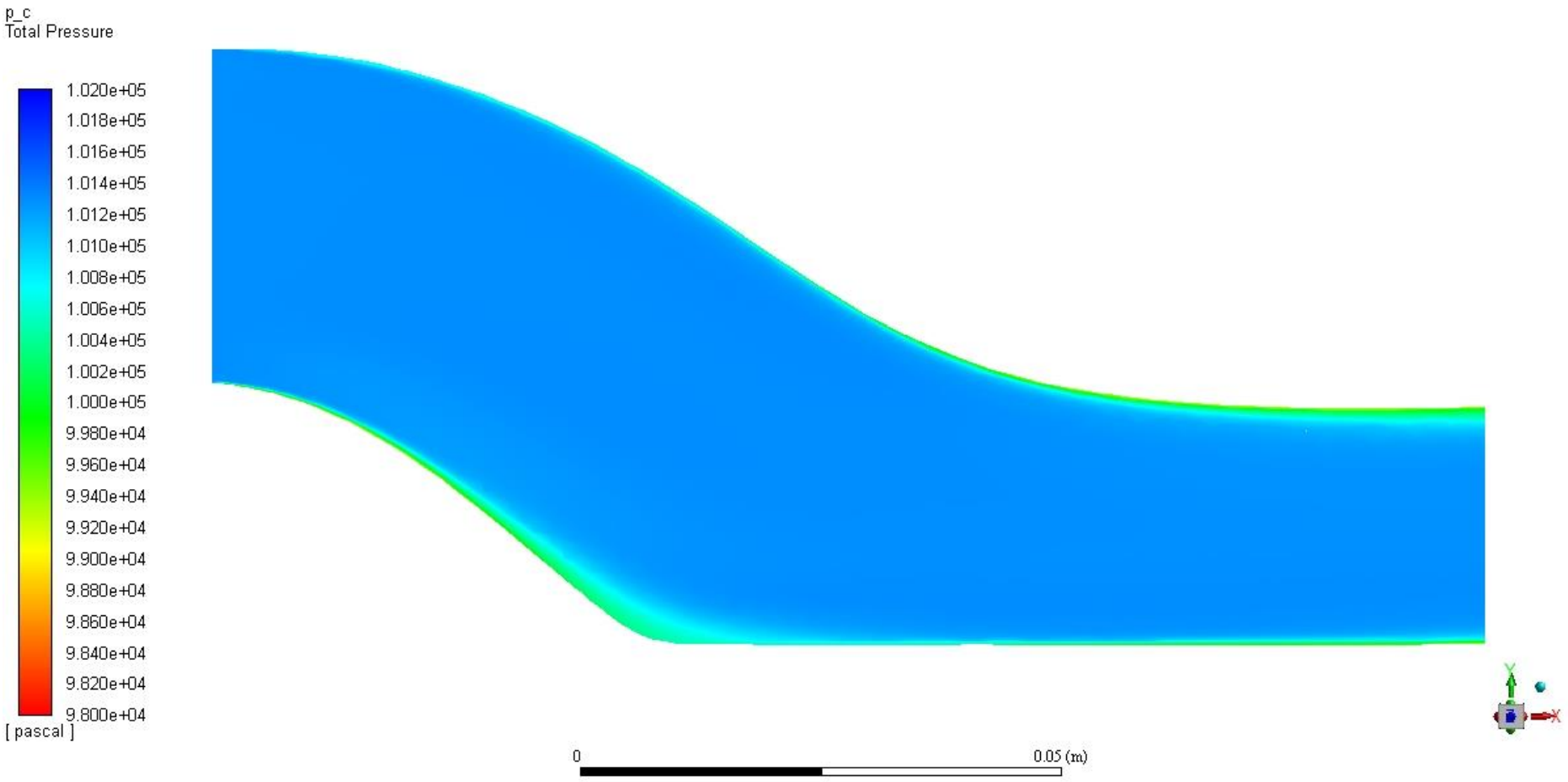
Obr. 60 – Výkres vstupního kanálu v2-2, DP-00-002



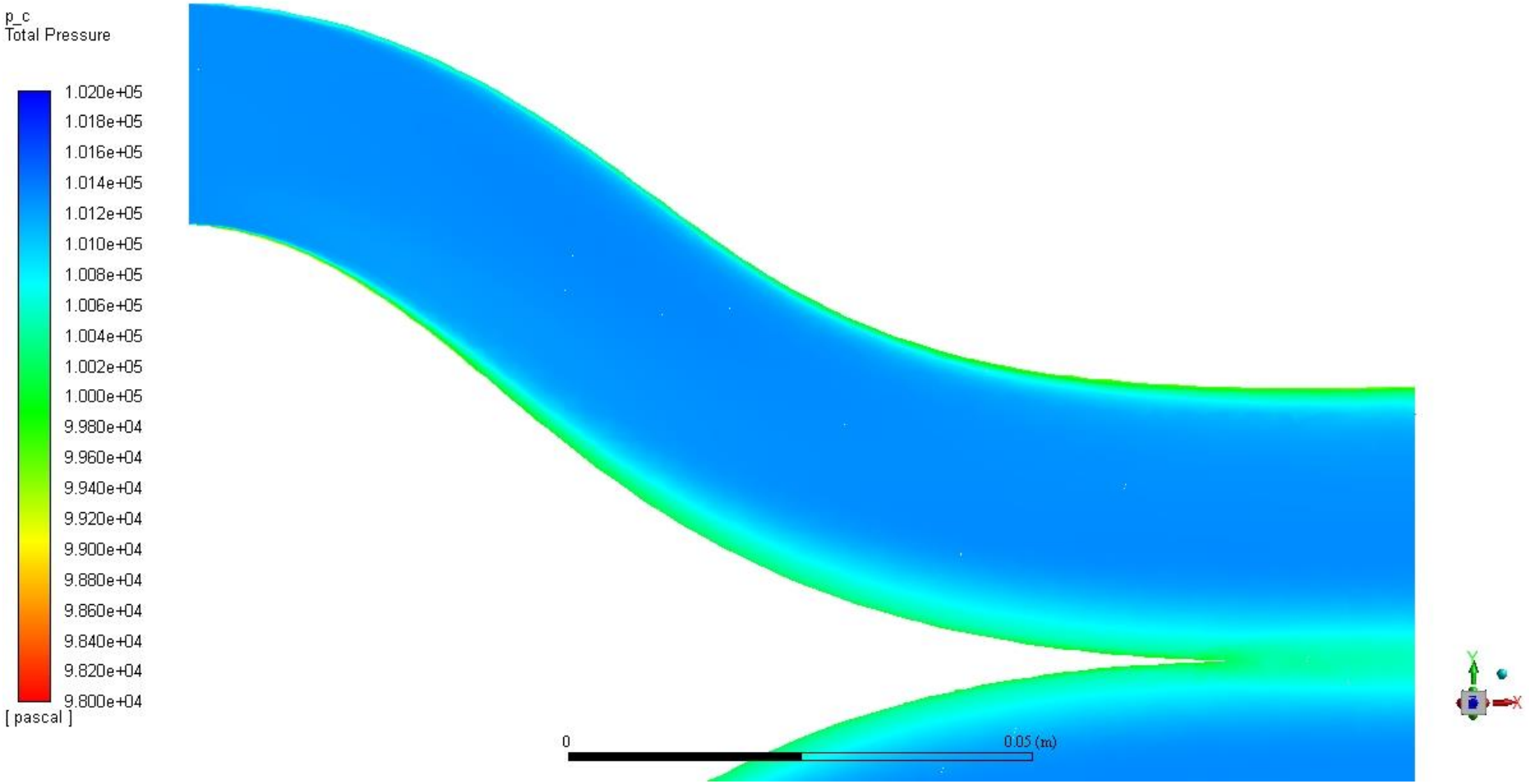
Obr. 61 – Schéma měření celkových a statických tlaků v kanálu, DP-00-003



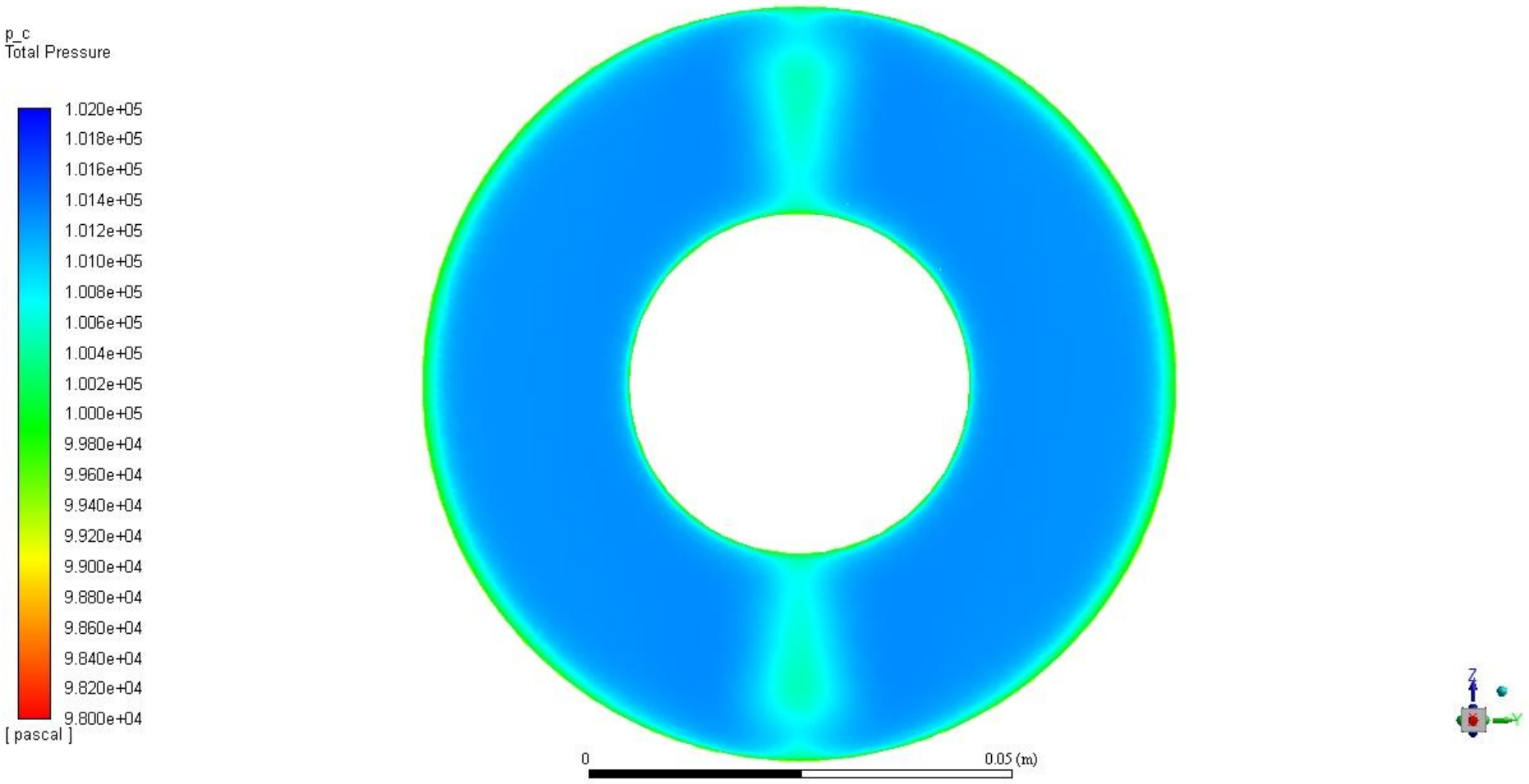
Obr. 62 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v1 – střední rovina



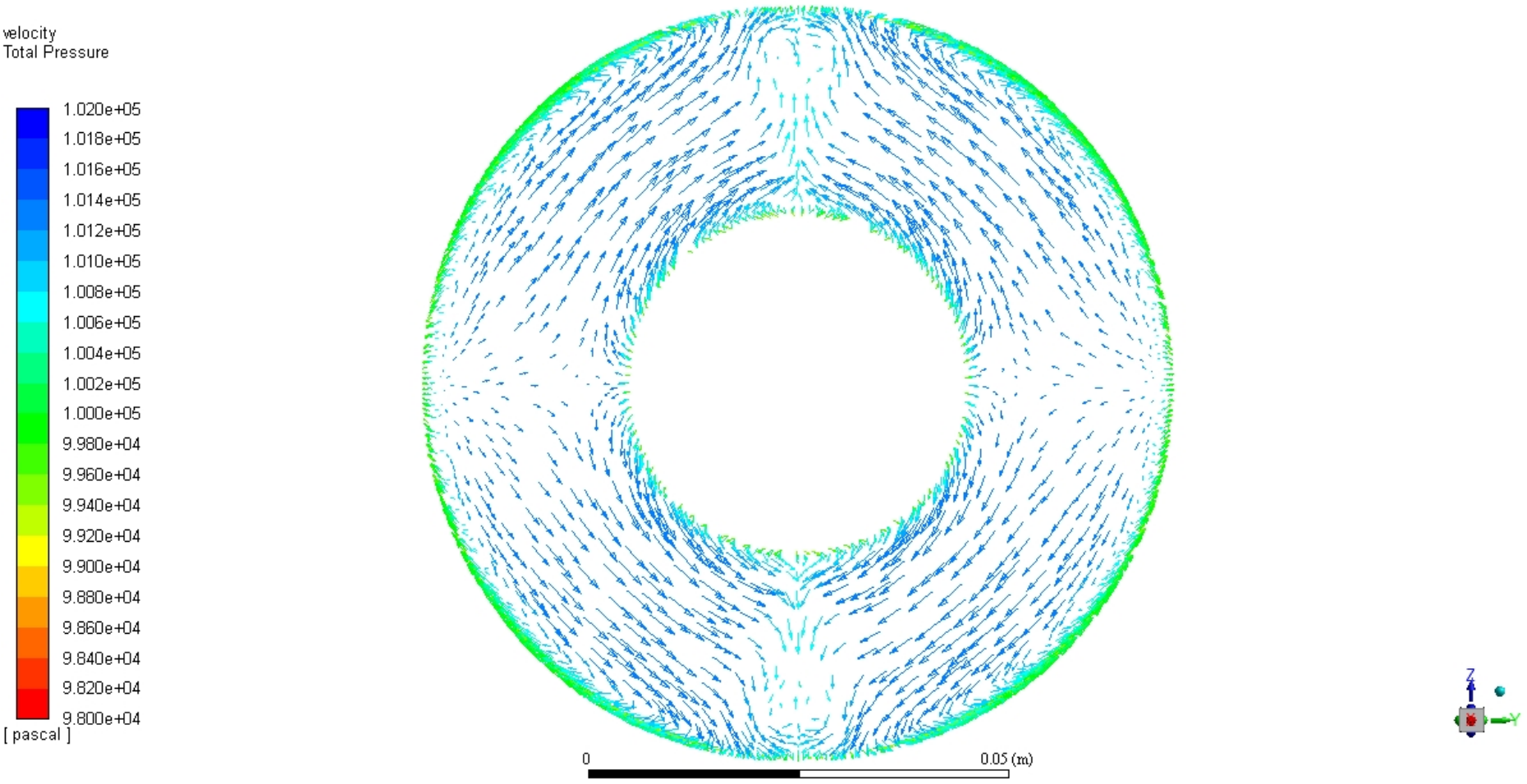
Obr. 63 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v1 – střední rovina



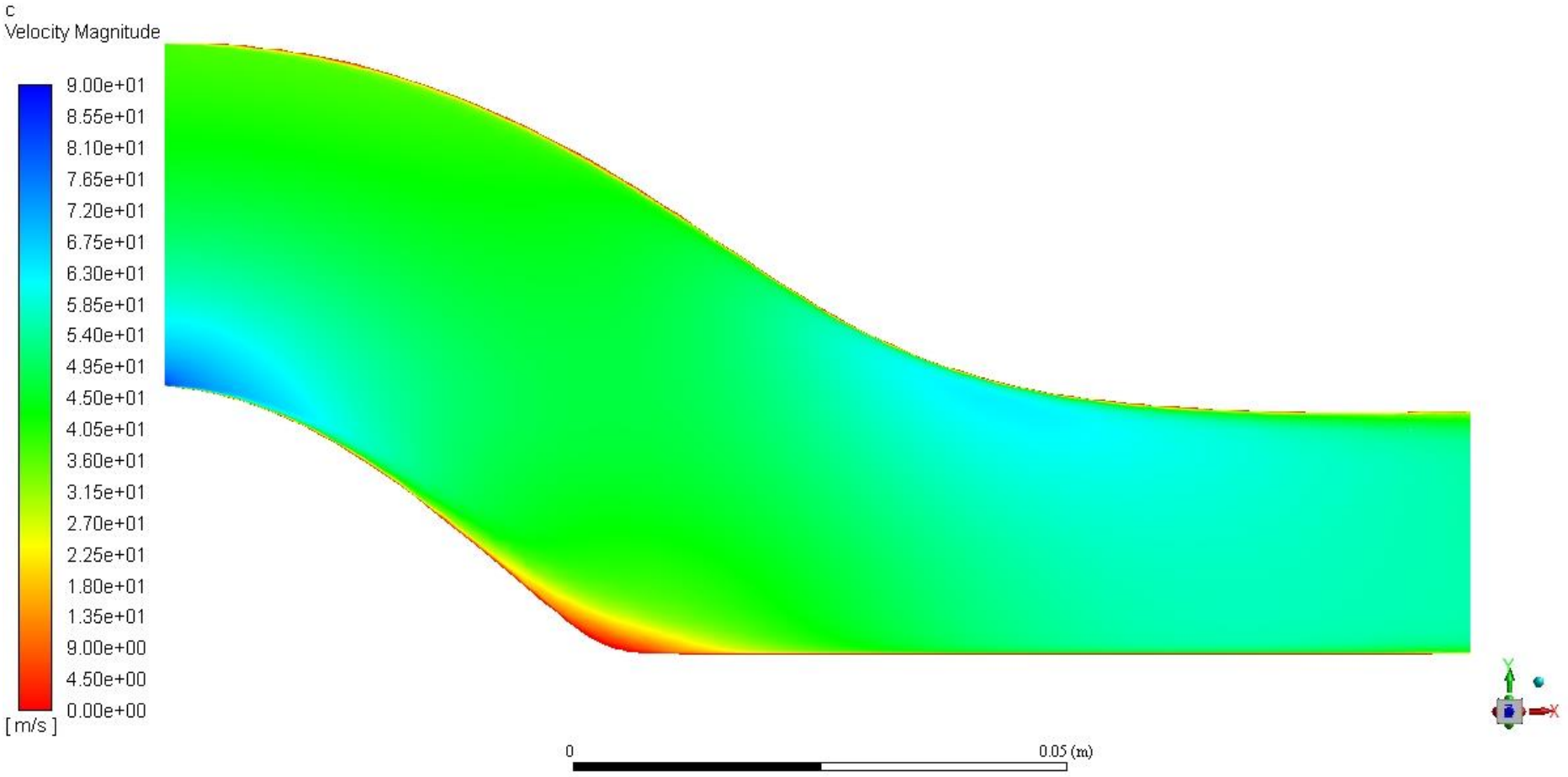
Obr. 64 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v1 – rovina xy+32,25mm



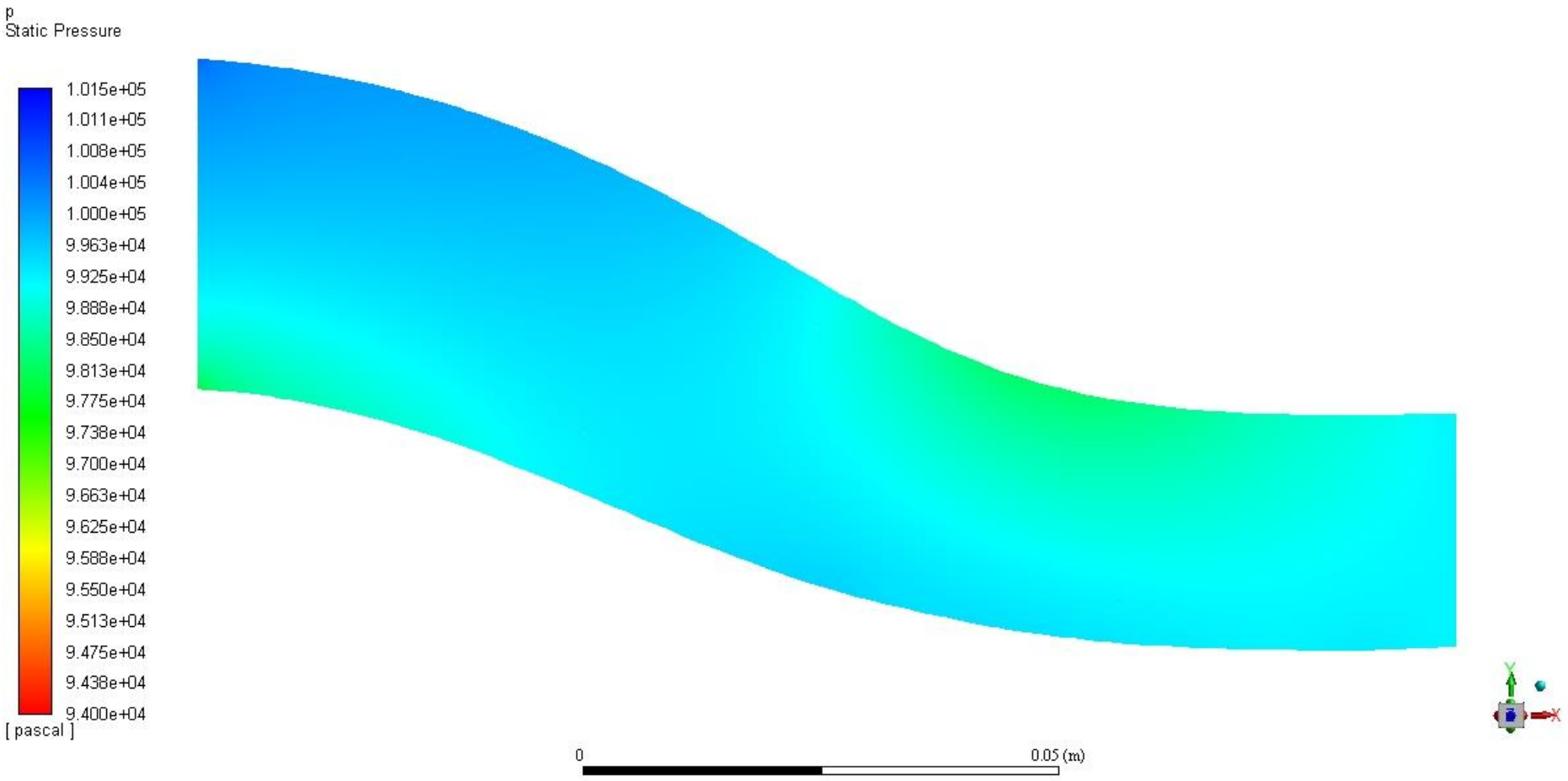
Obr. 65 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v1 – výstupní rovina



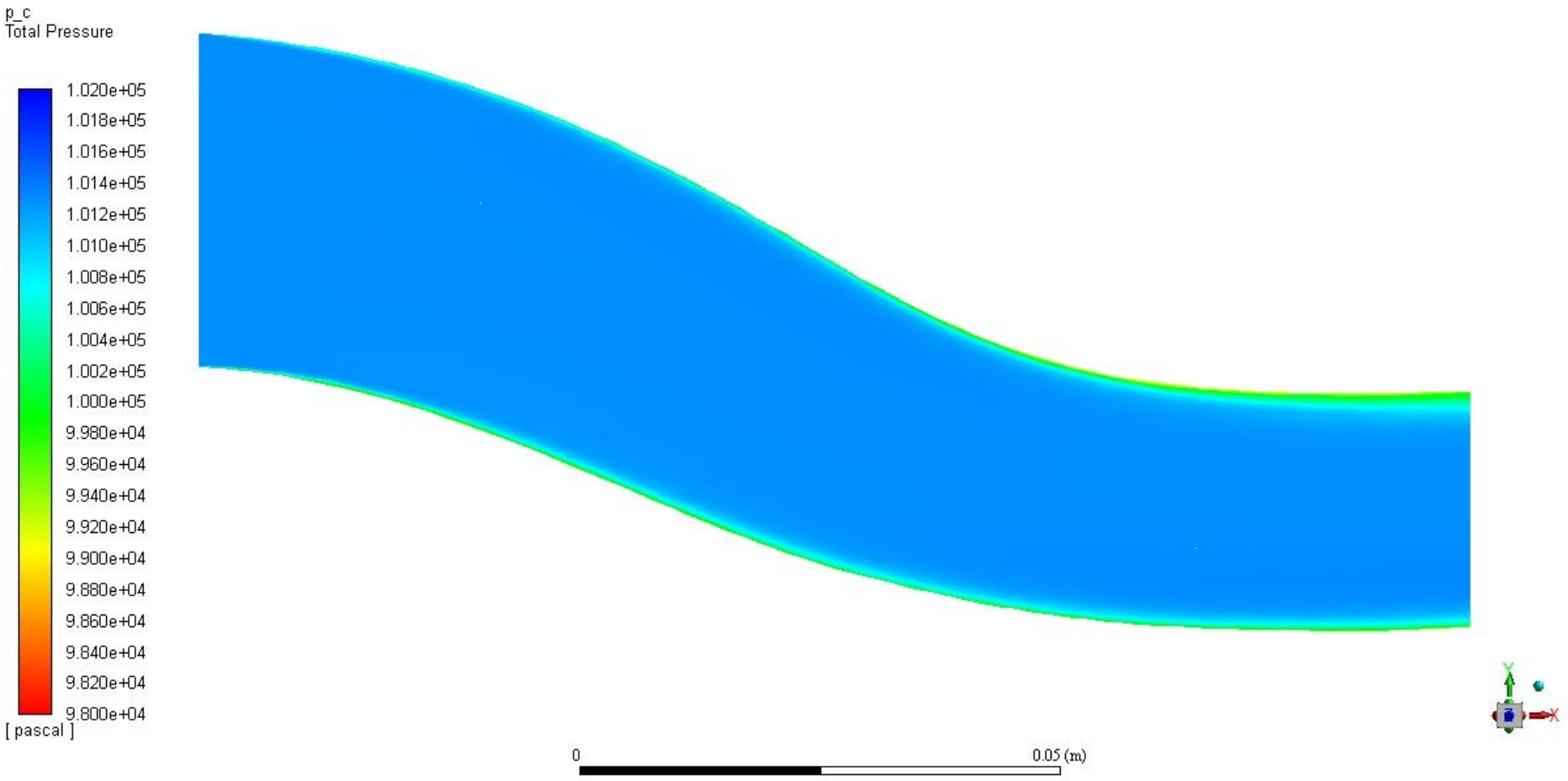
Obr. 66 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v1 – výstupní rovina



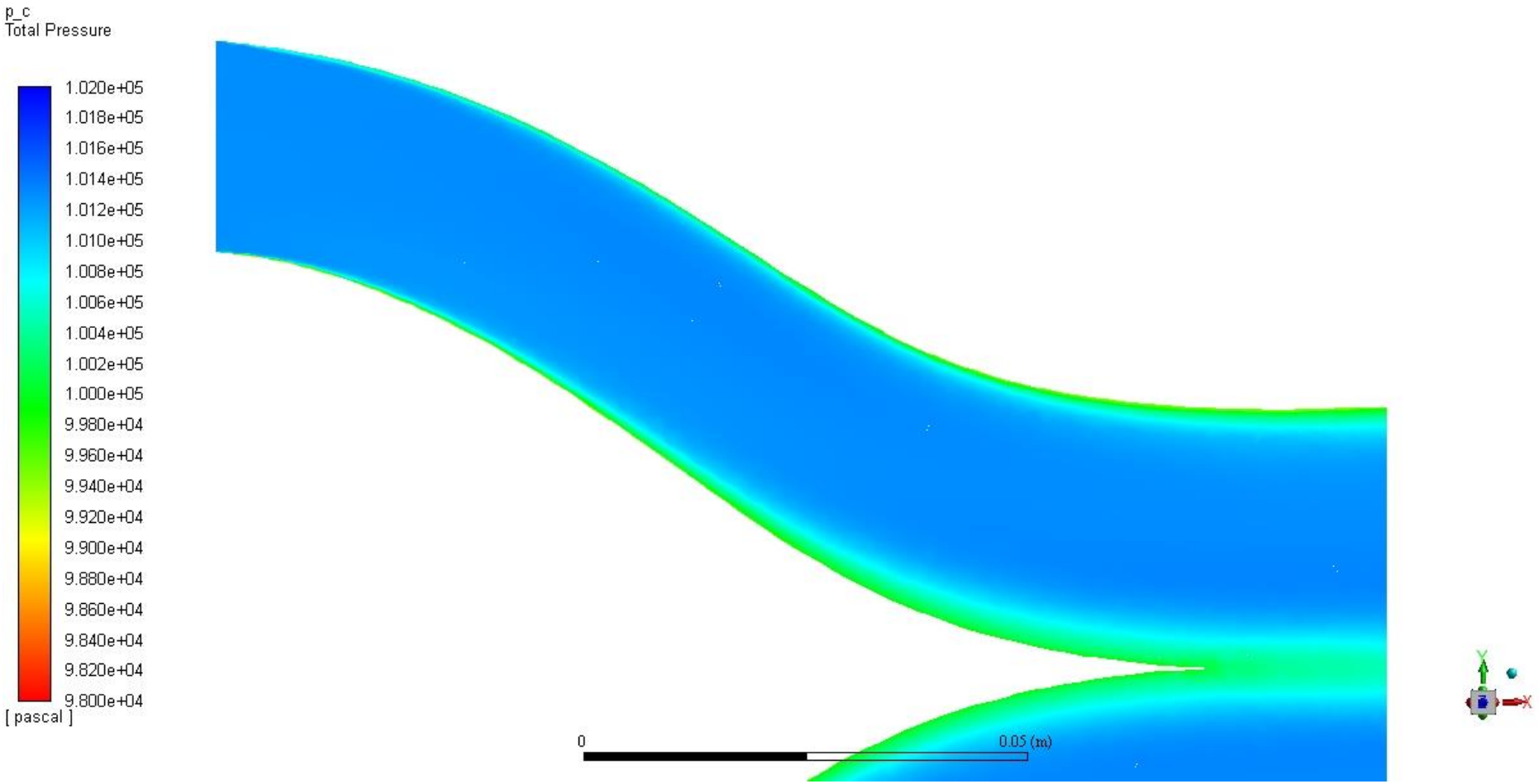
Obr. 67 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v1 – střední rovina



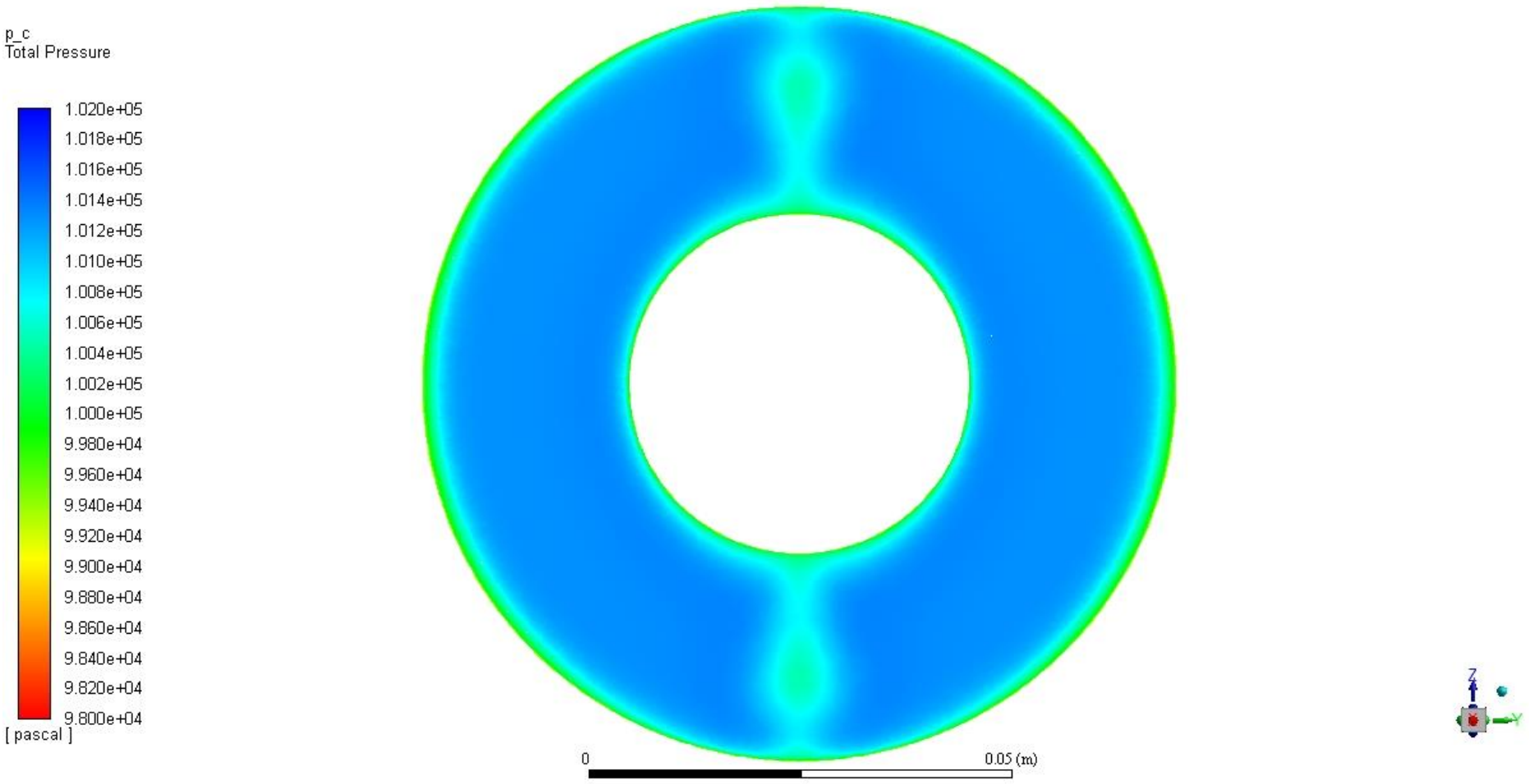
Obr. 68 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v2 – střední rovina



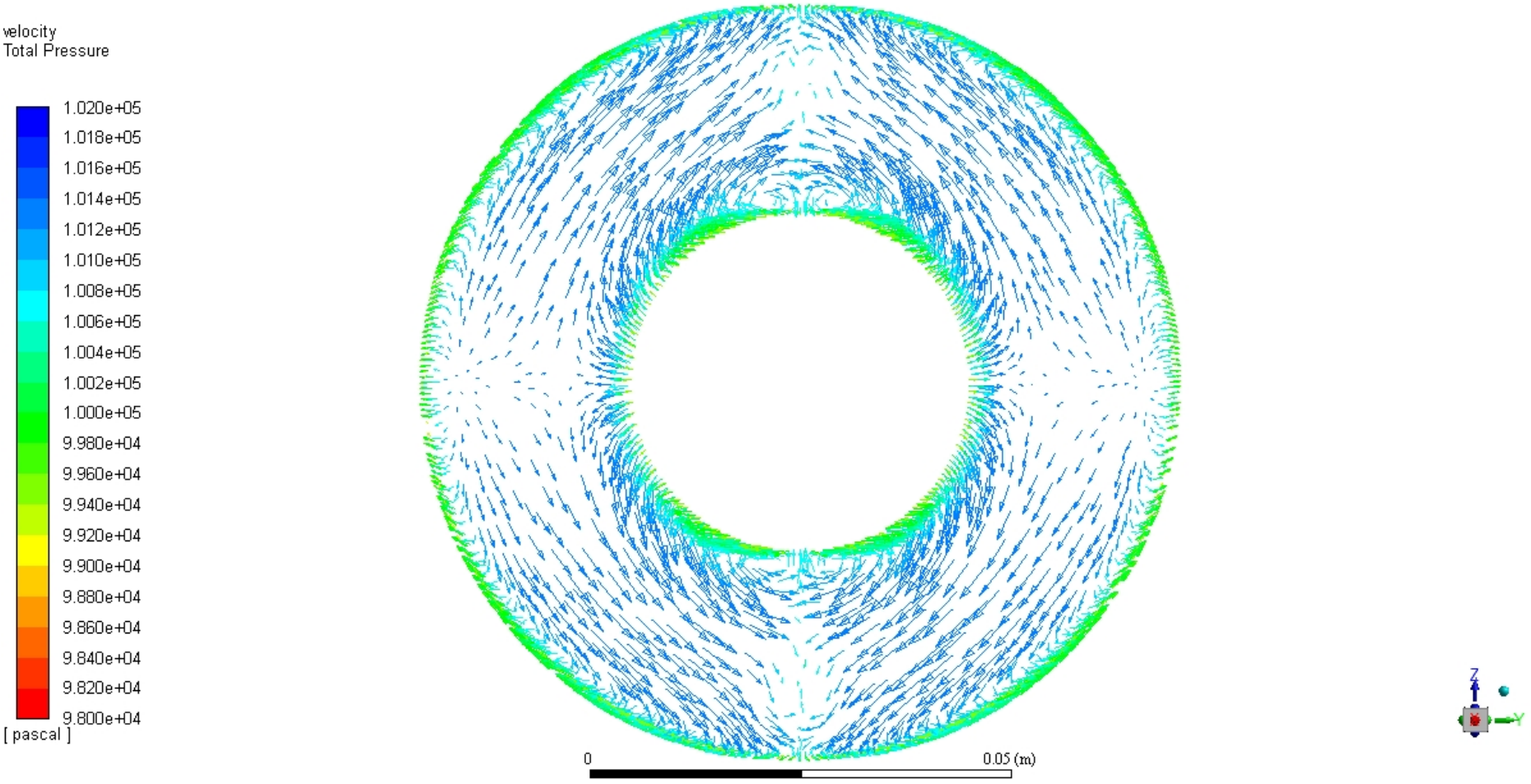
Obr. 69 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v2 – střední rovina



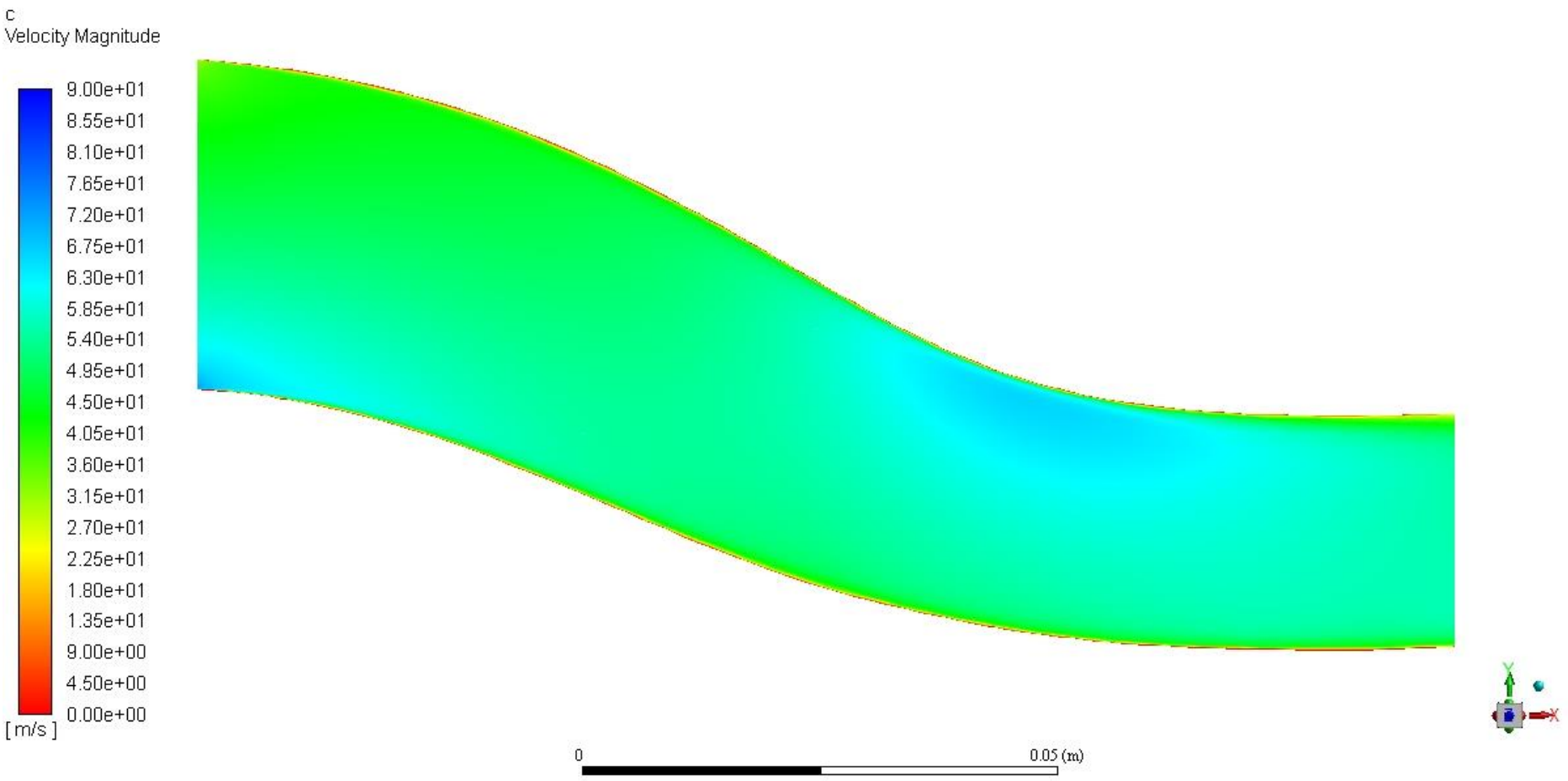
Obr. 70 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v2 – rovina xy+32,25mm



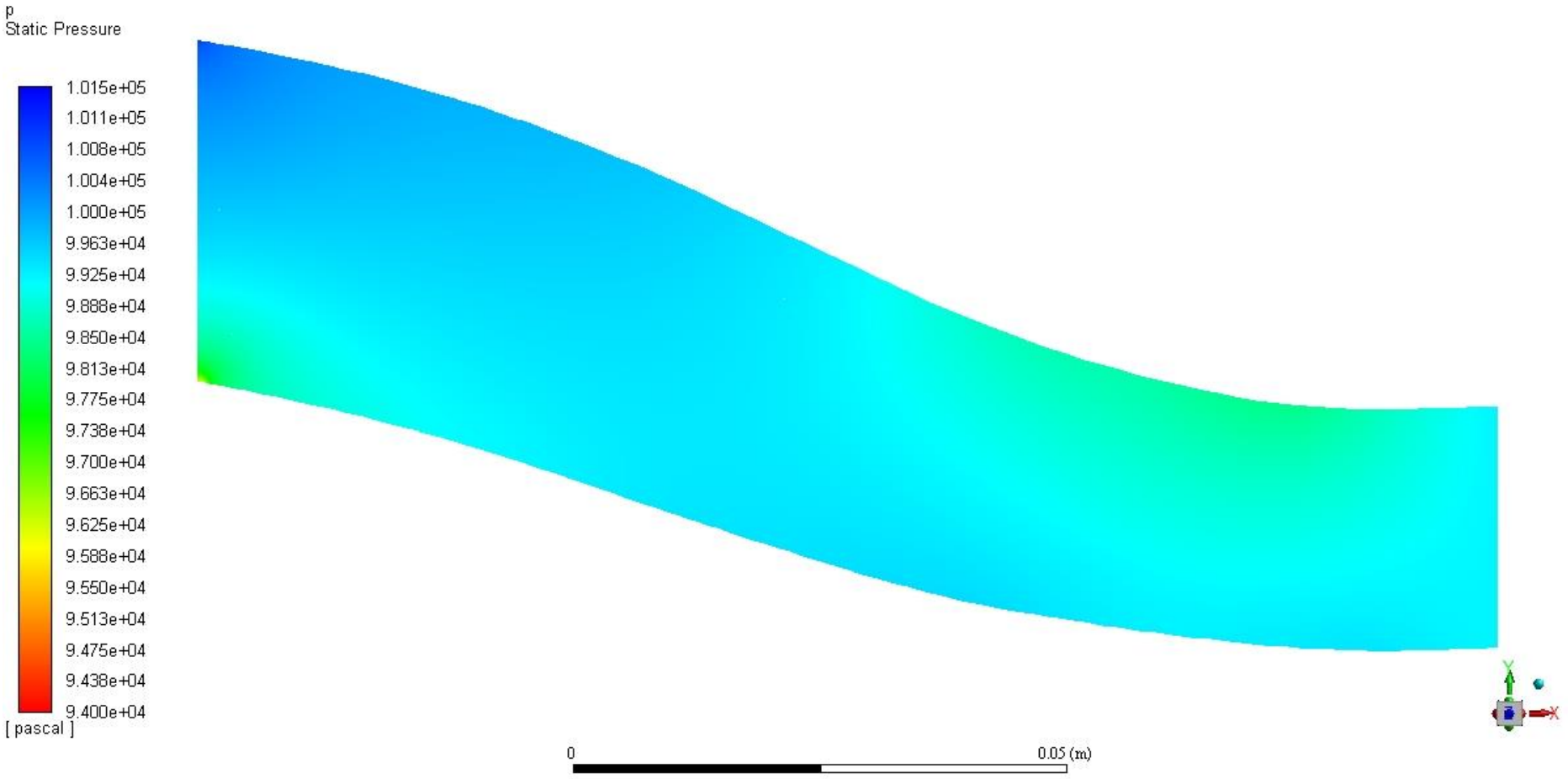
Obr. 71 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v2 – výstupní rovina



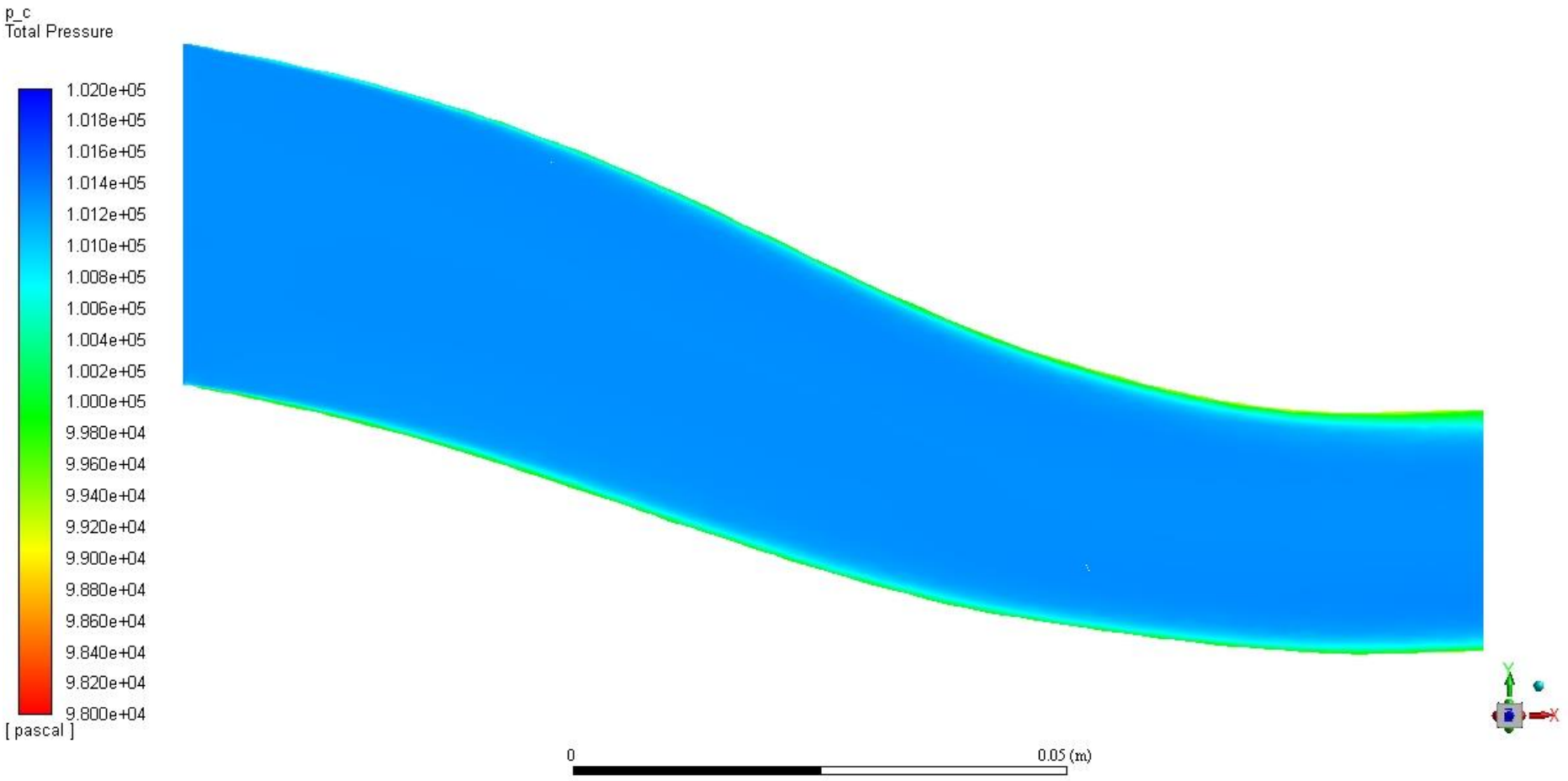
Obr. 72 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v2 – výstupní rovina



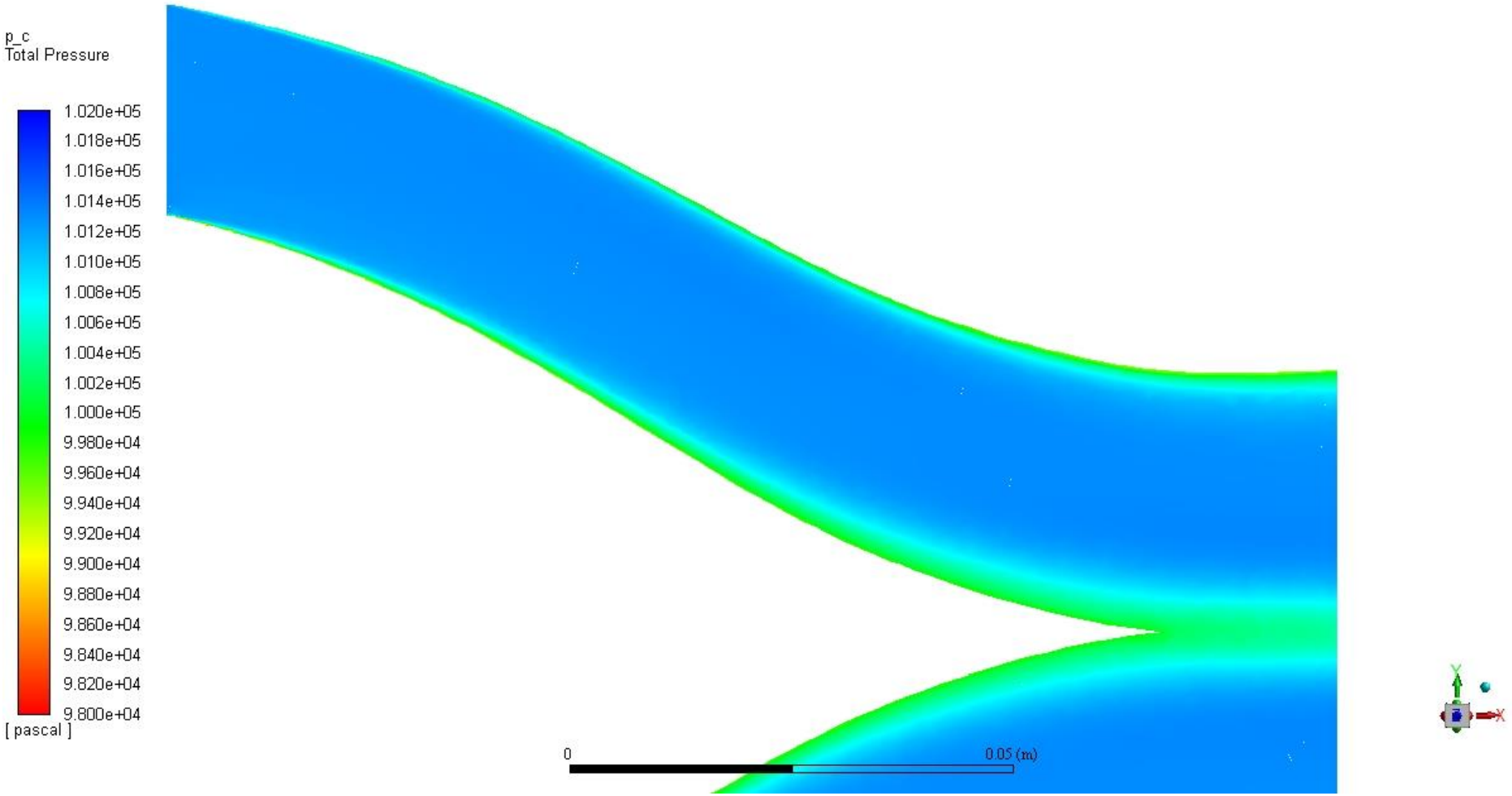
Obr. 73 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v2 – střední rovina



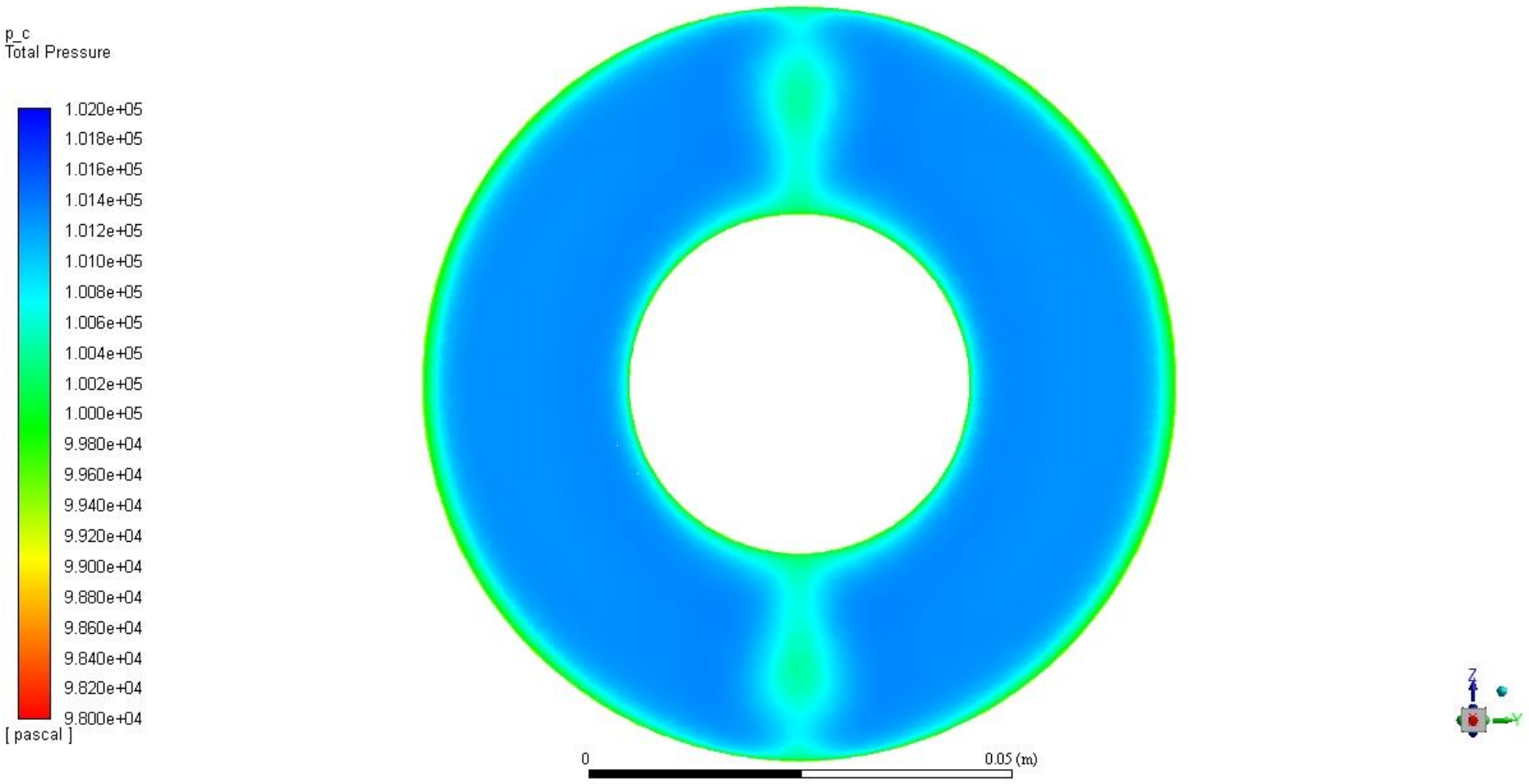
Obr. 74 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v2-2 – střední rovina



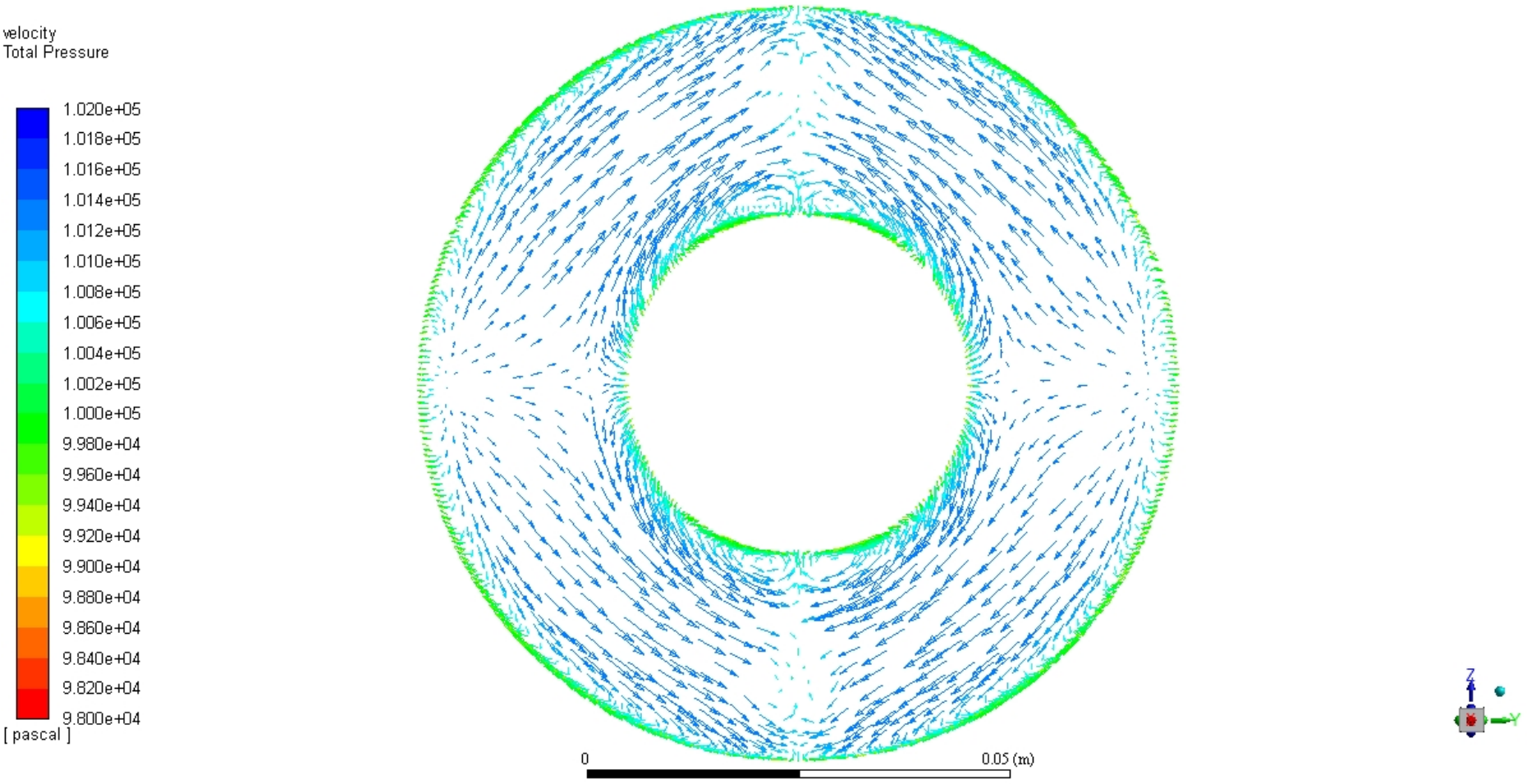
Obr. 75 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v2-2 – střední rovina



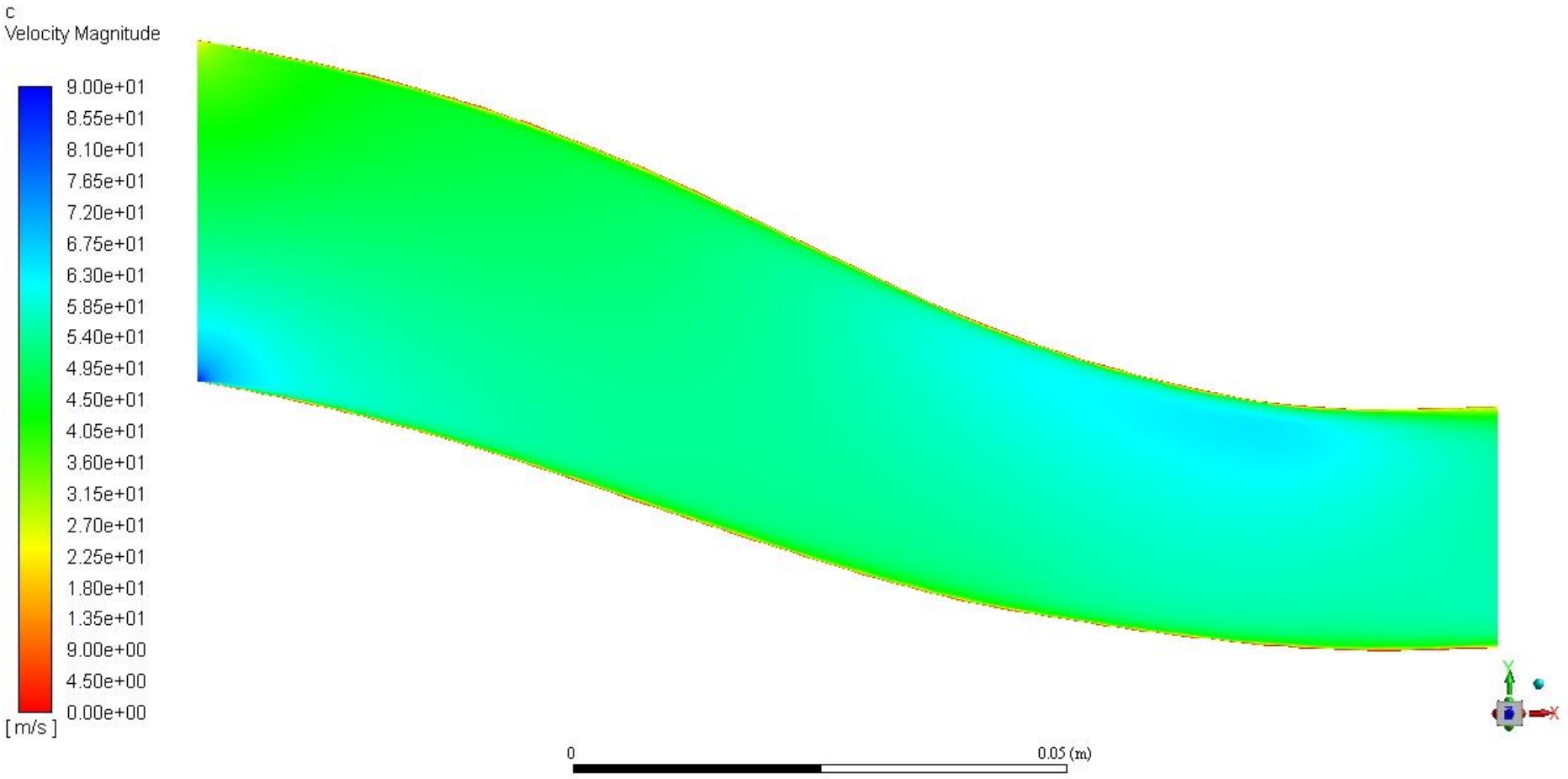
Obr. 76 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v2-2 – rovina xy+32,25mm



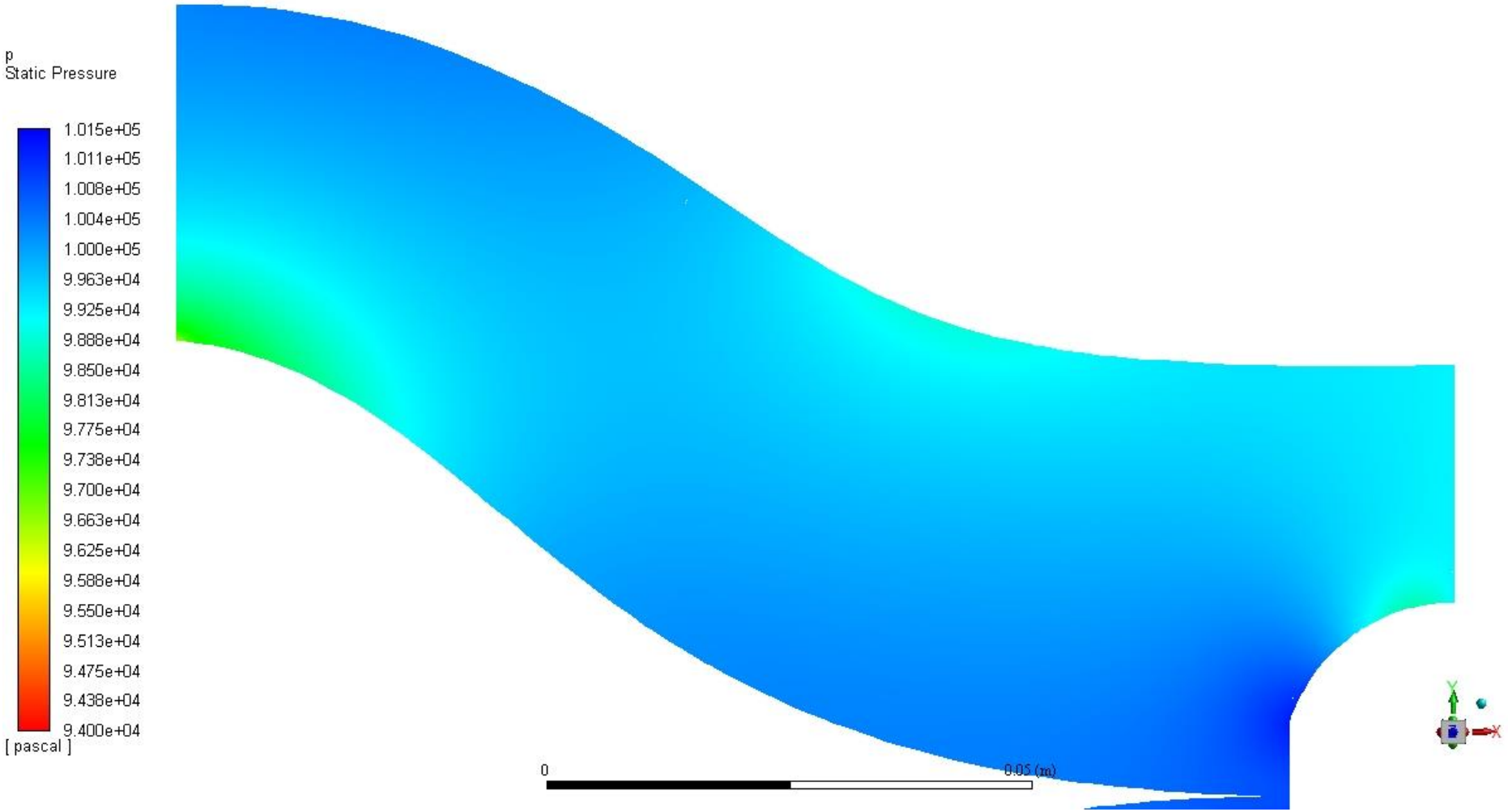
Obr. 77 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v2-2 – výstupní rovina



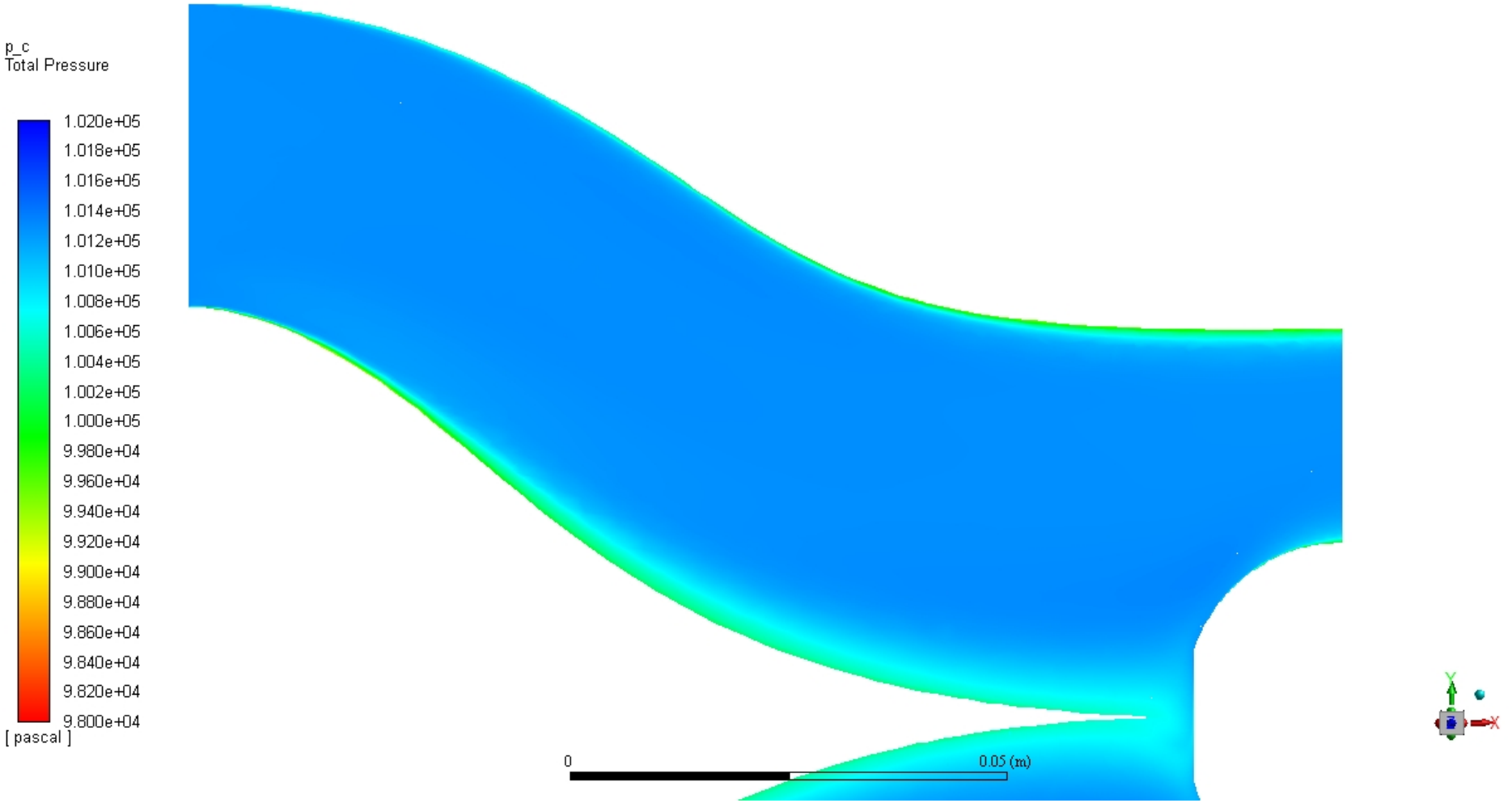
Obr. 78 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v2-2 – výstupní rovina



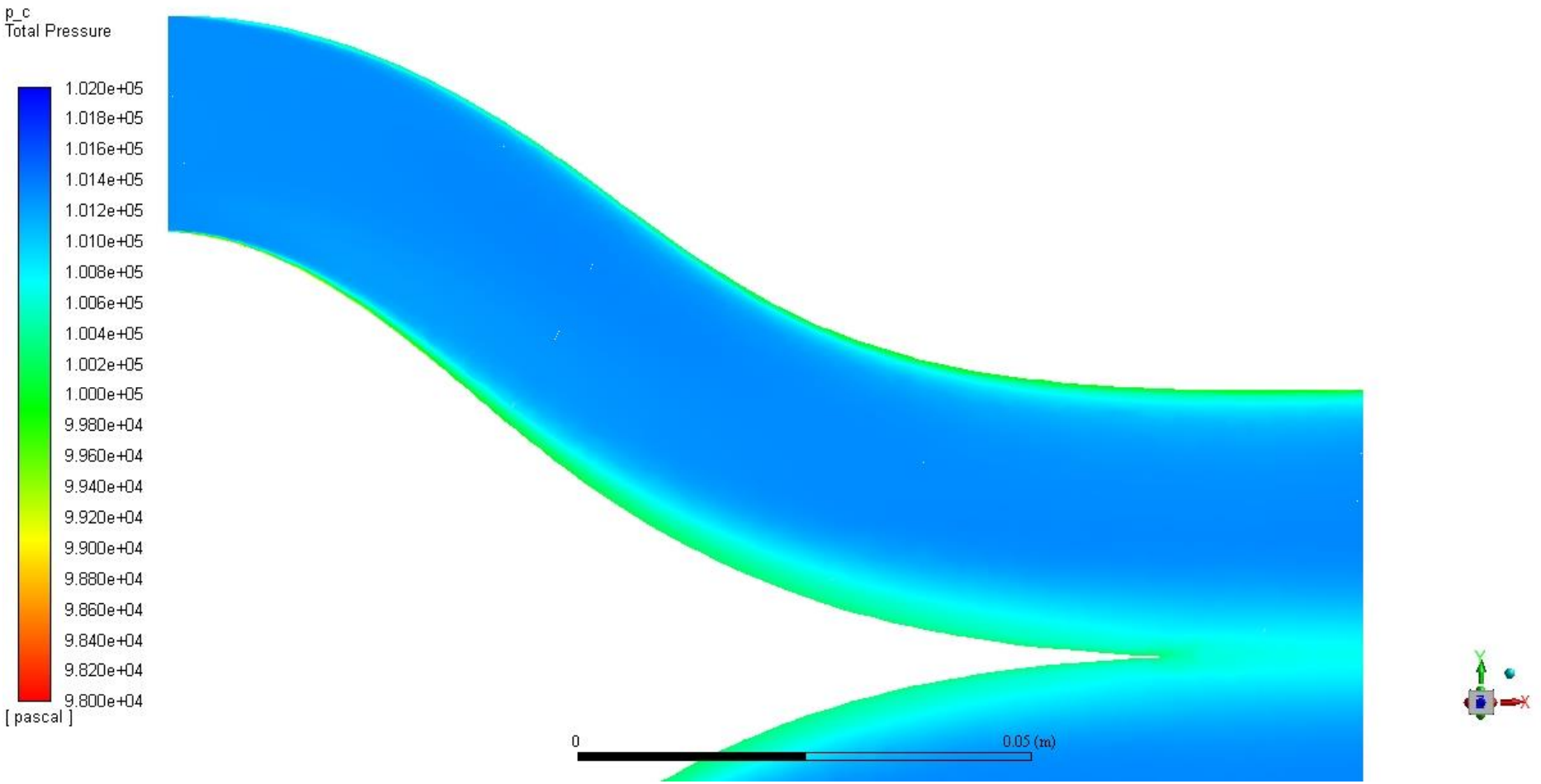
Obr. 79 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v2-2 – střední rovina



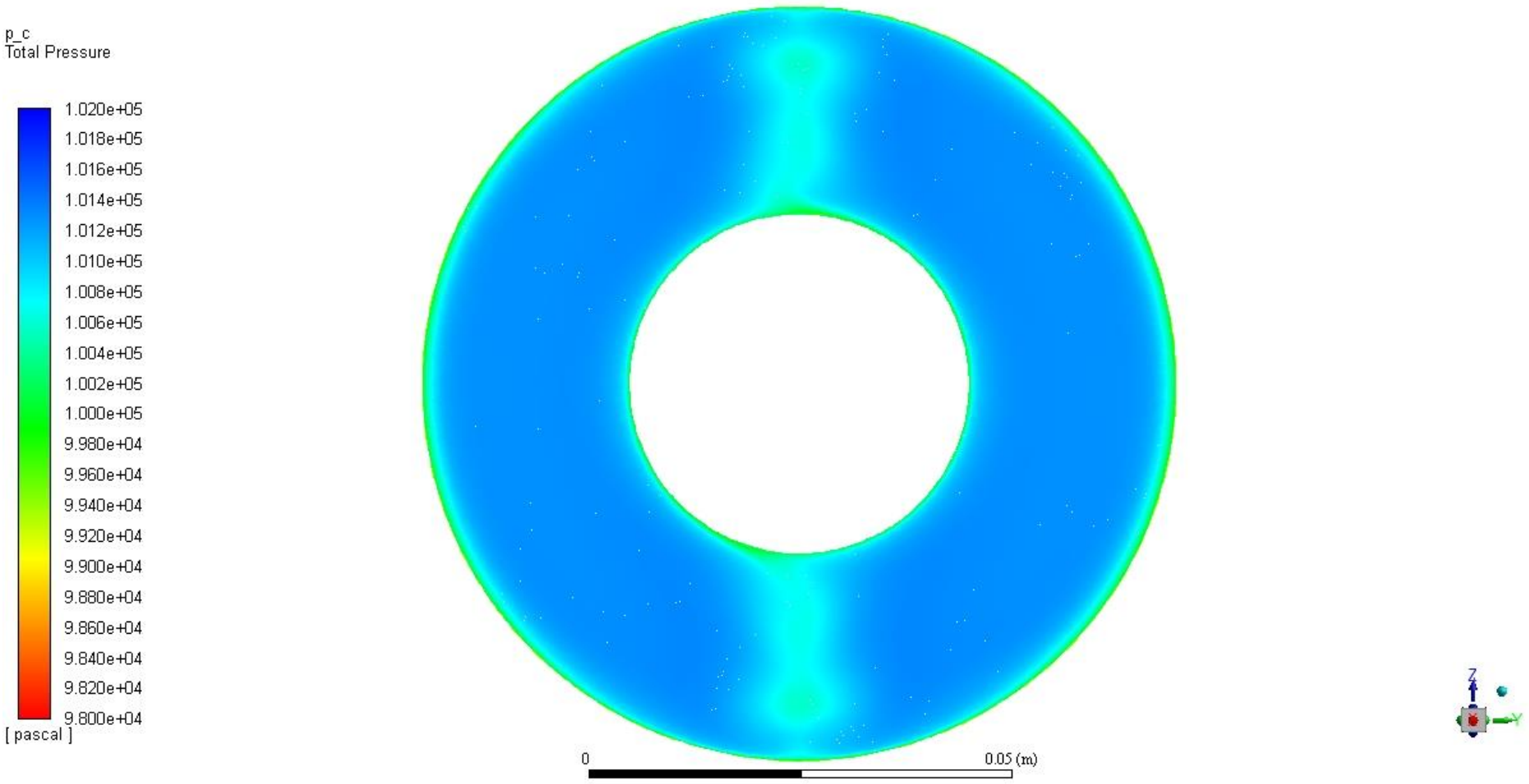
Obr. 80 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v3 – střední rovina



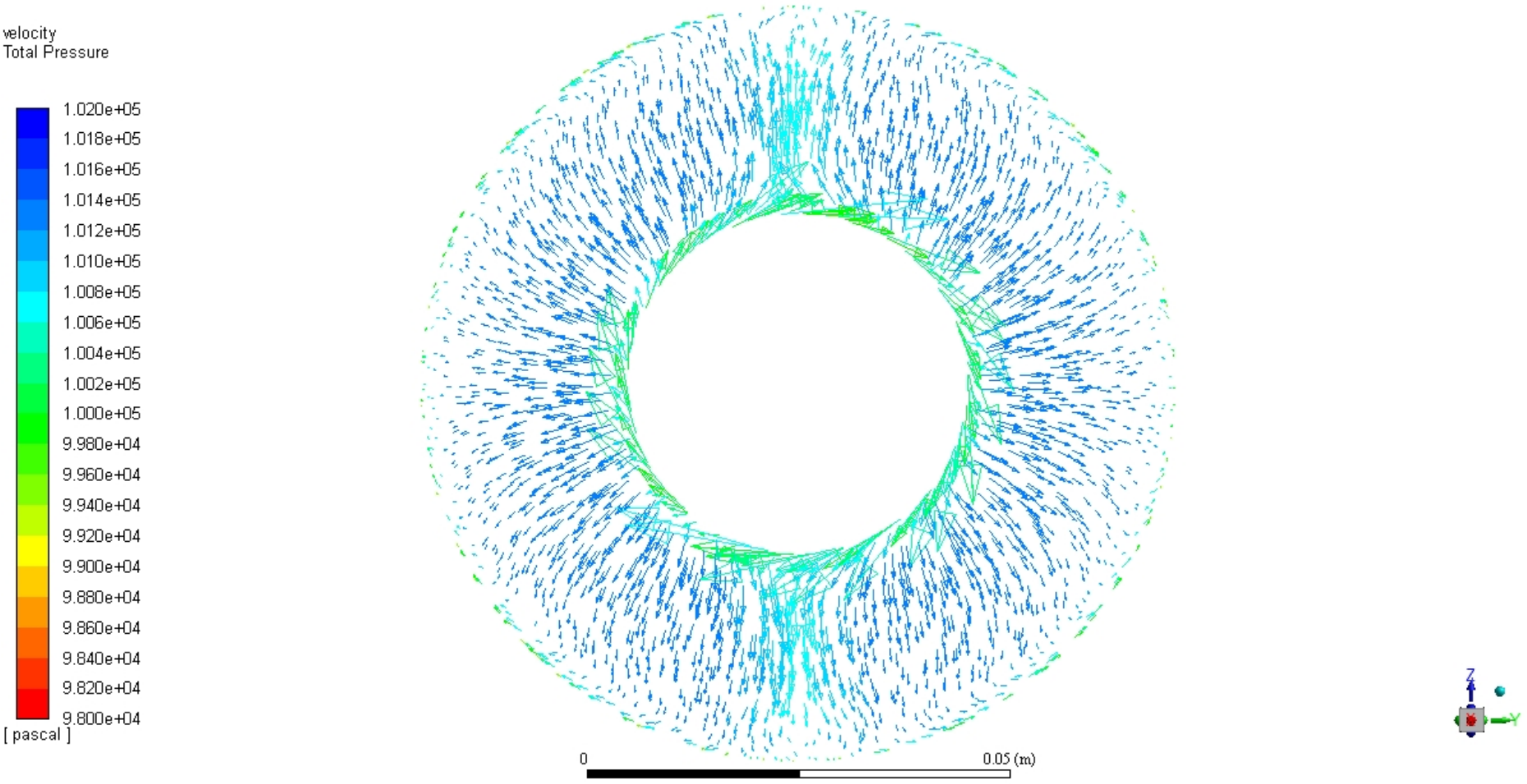
Obr. 81 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v3 – střední rovina



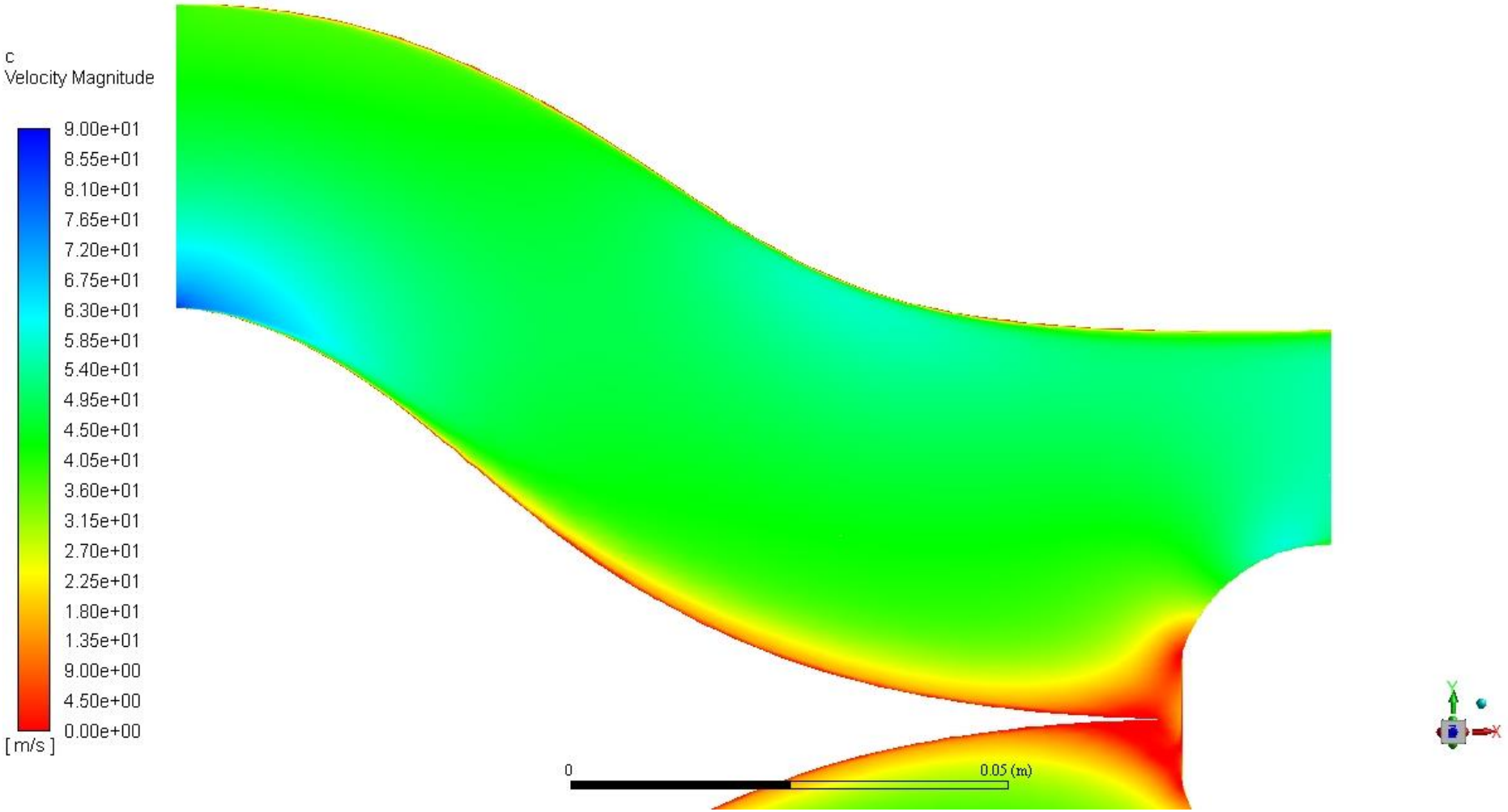
Obr. 82 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v3 – rovina xy+32,25mm



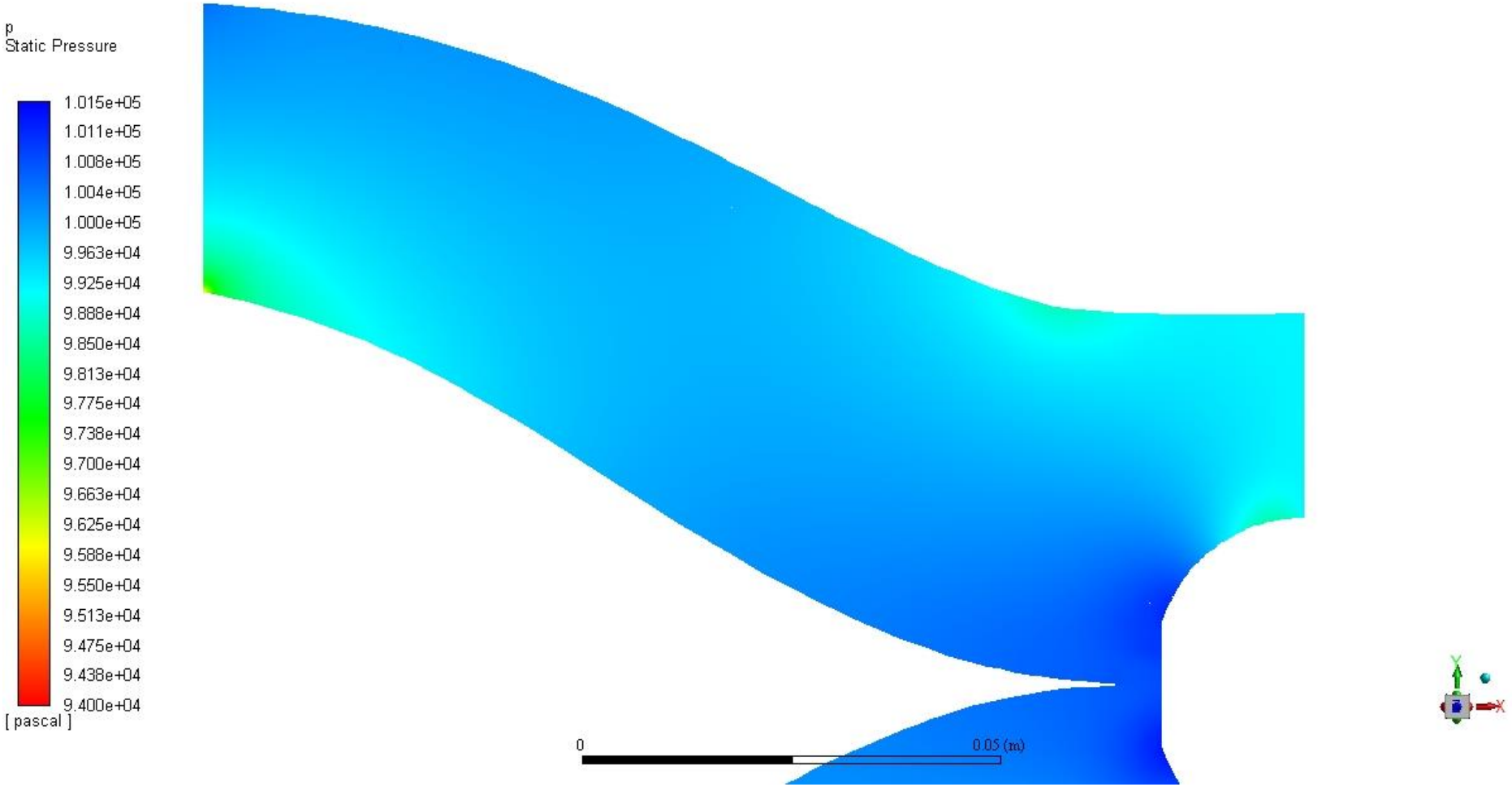
Obr. 83 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v3 – výstupní rovina



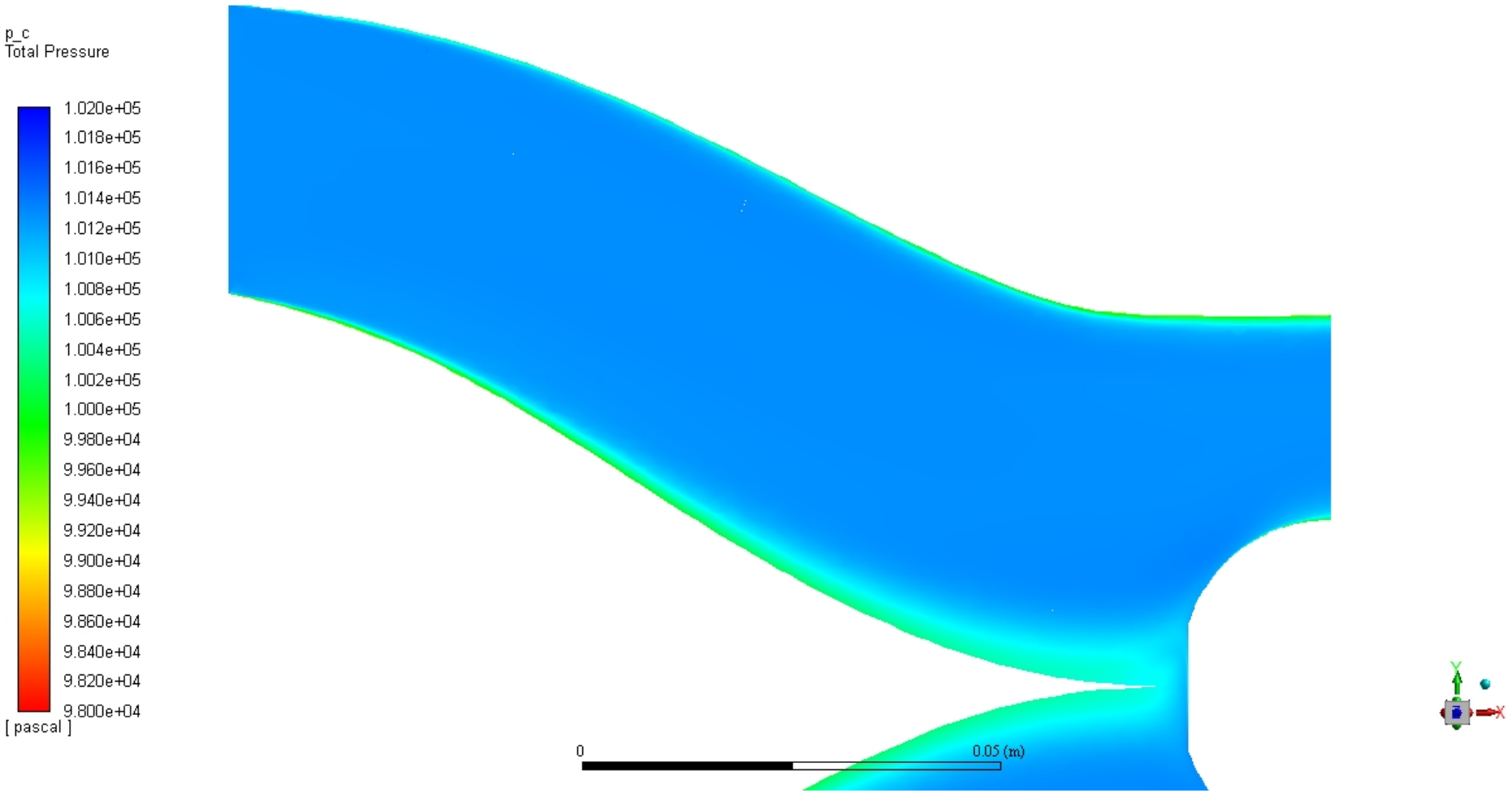
Obr. 84 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v3 – výstupní rovina



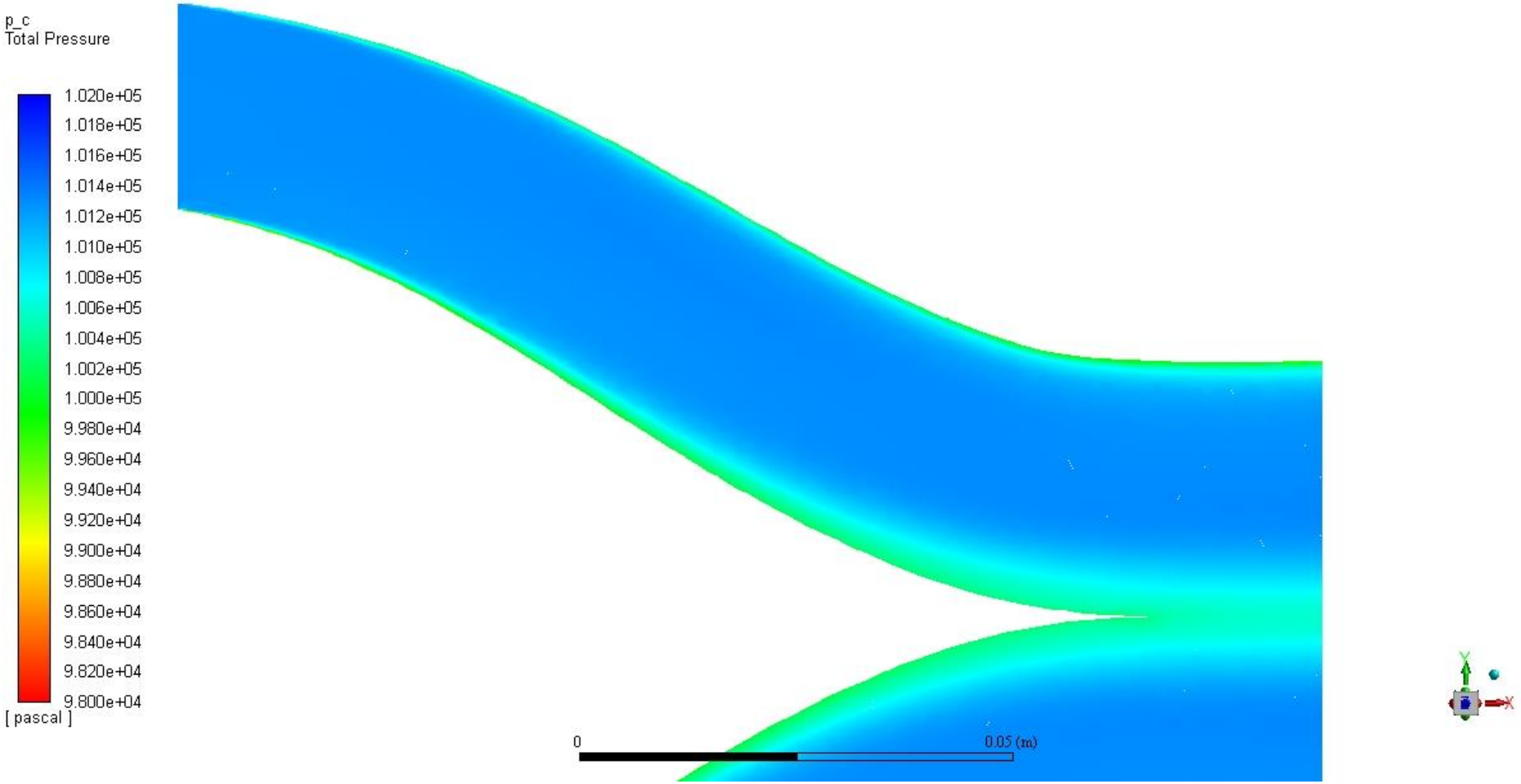
Obr. 85 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v3 – střední rovina



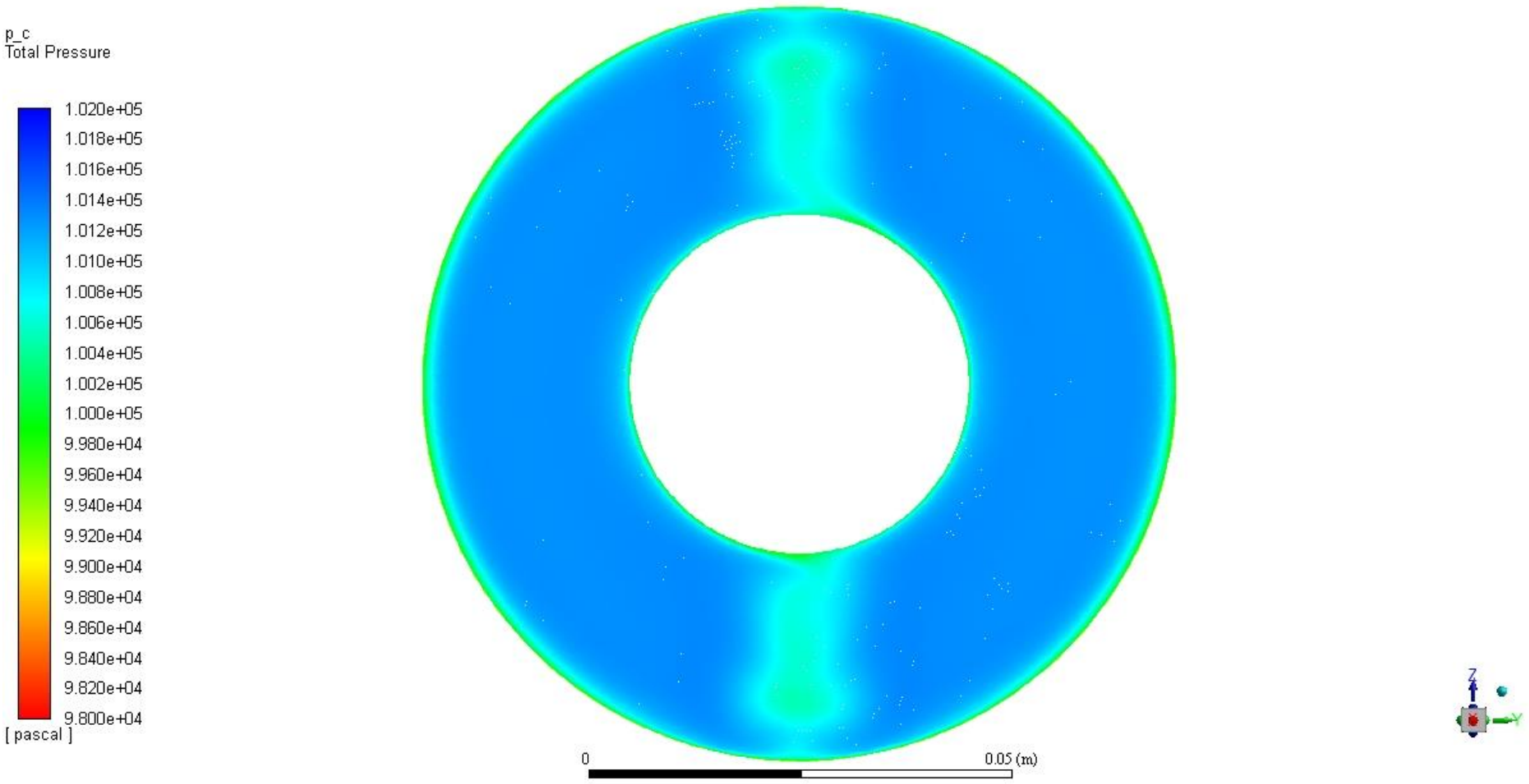
Obr. 86 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v3-2 – střední rovina



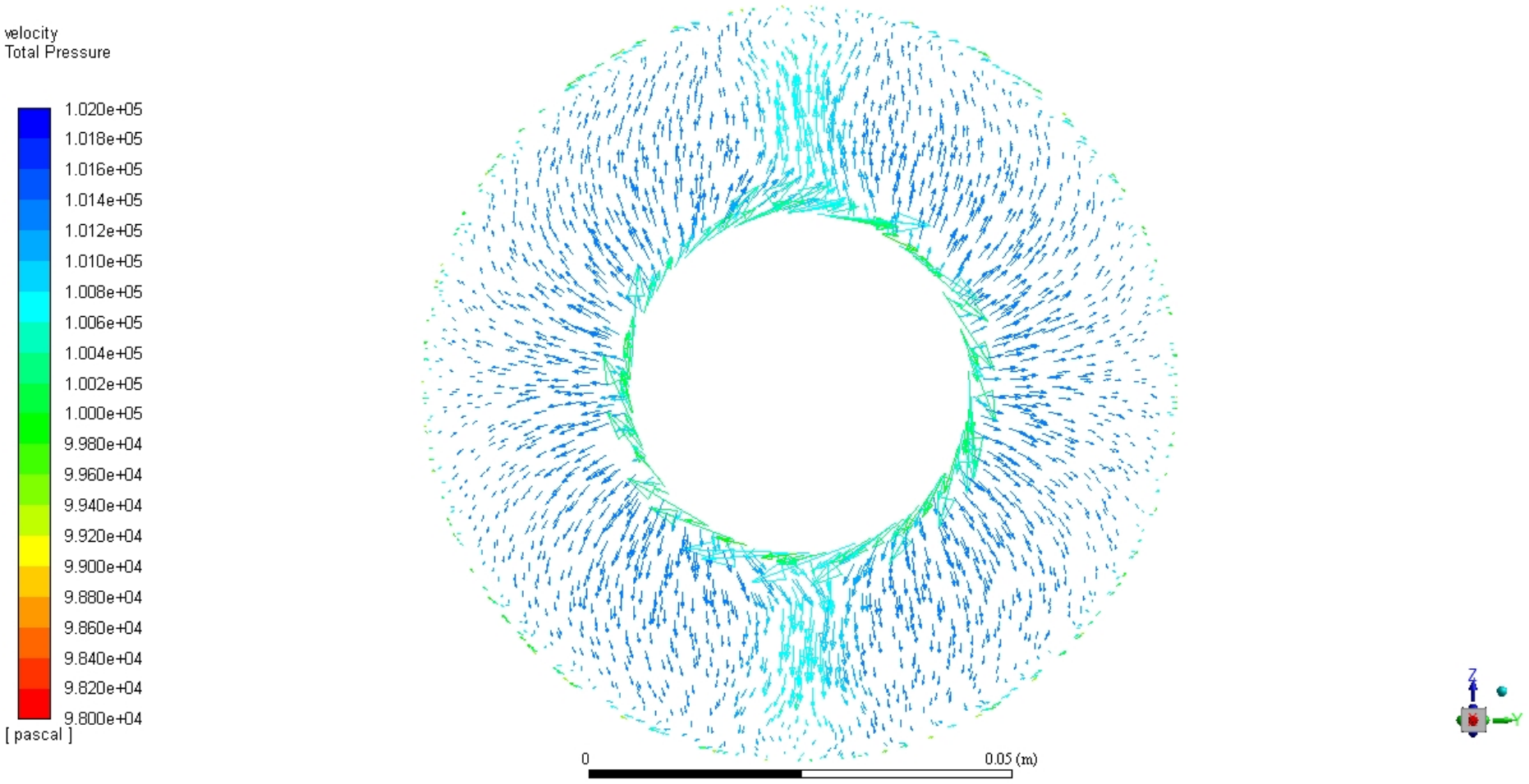
Obr. 87 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v3-2 – střední rovina



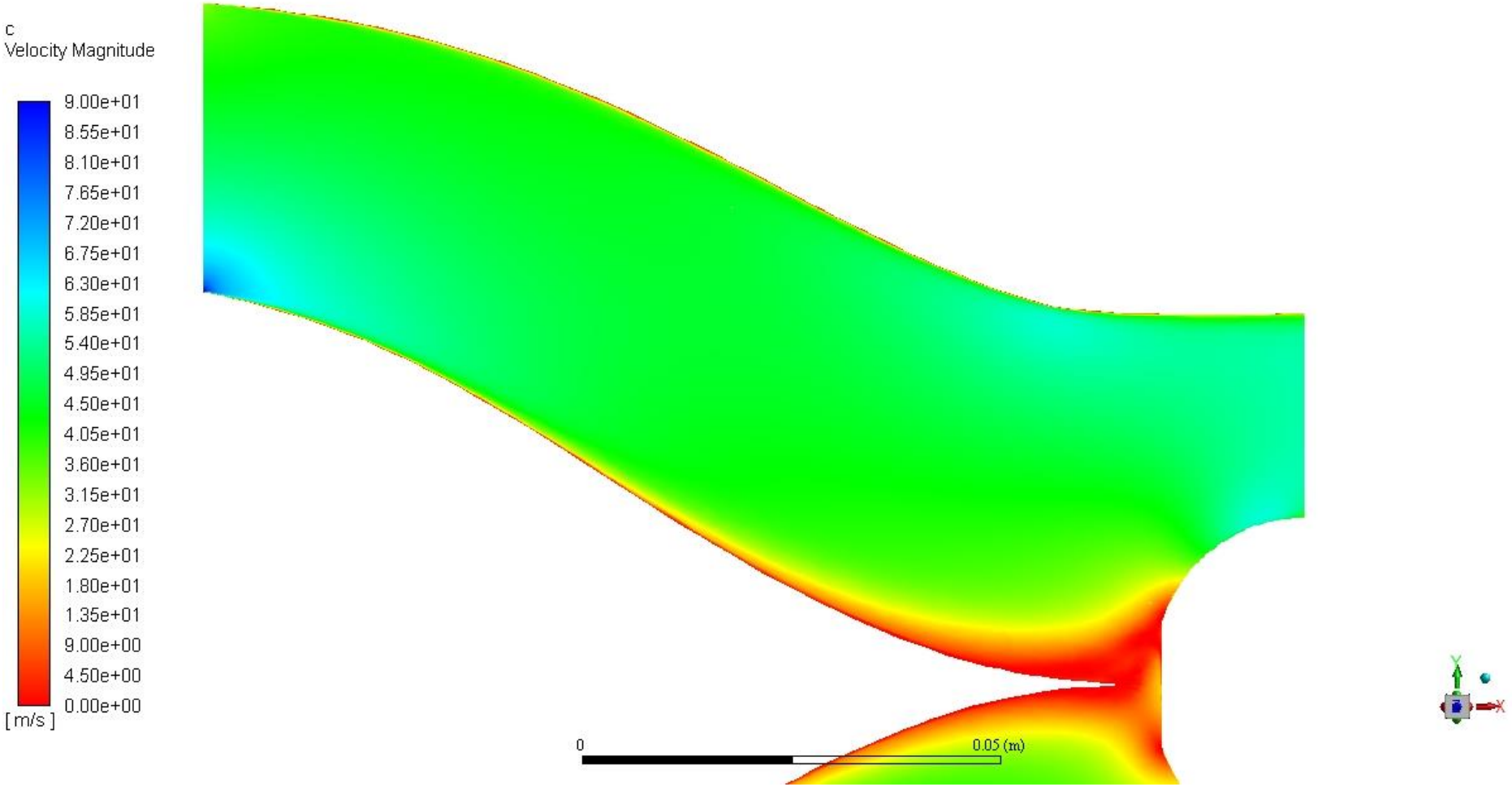
Obr. 88 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v3-2 – rovina xy+32,25mm



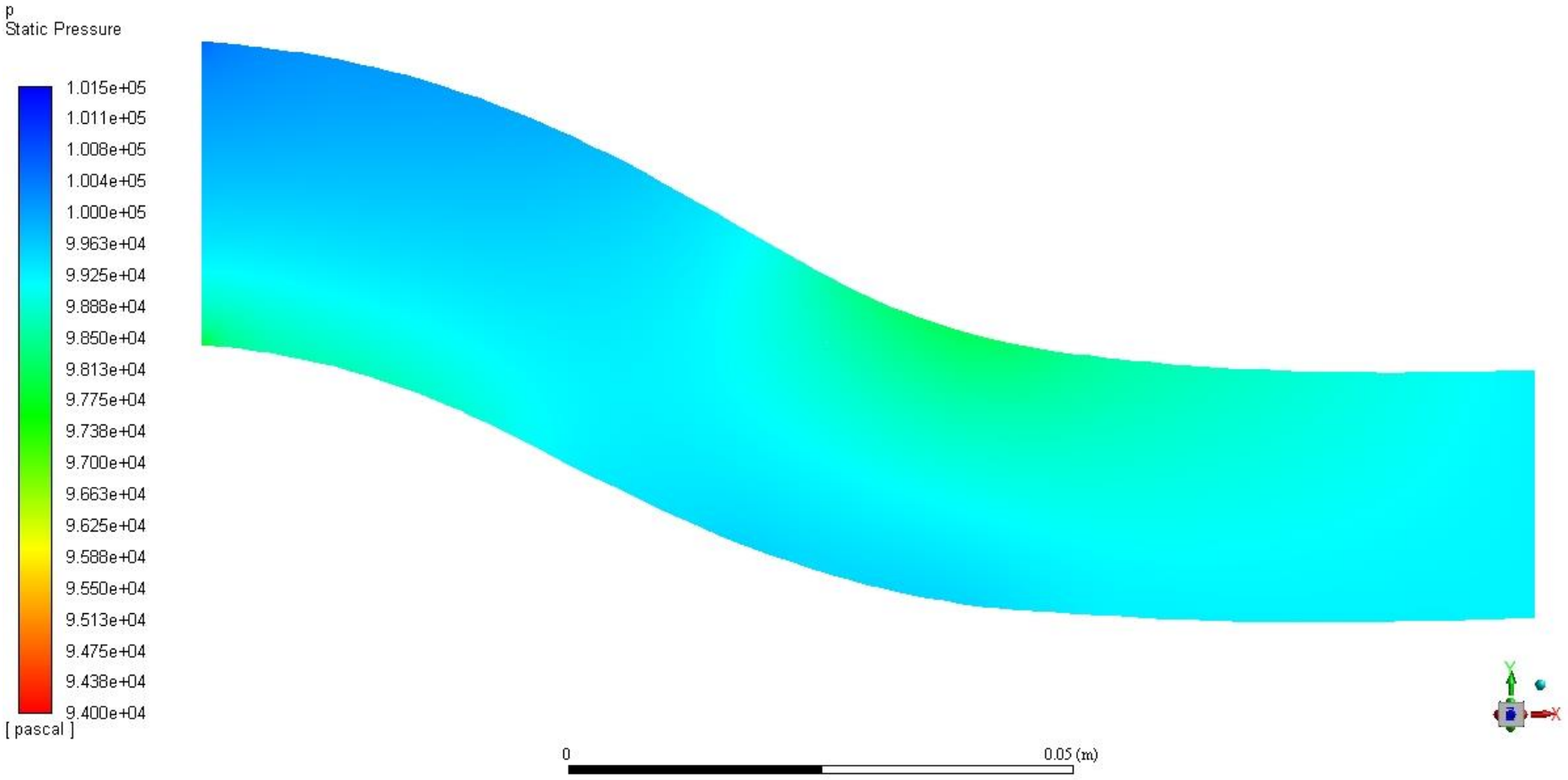
Obr. 89 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v3-2 – výstupní rovina



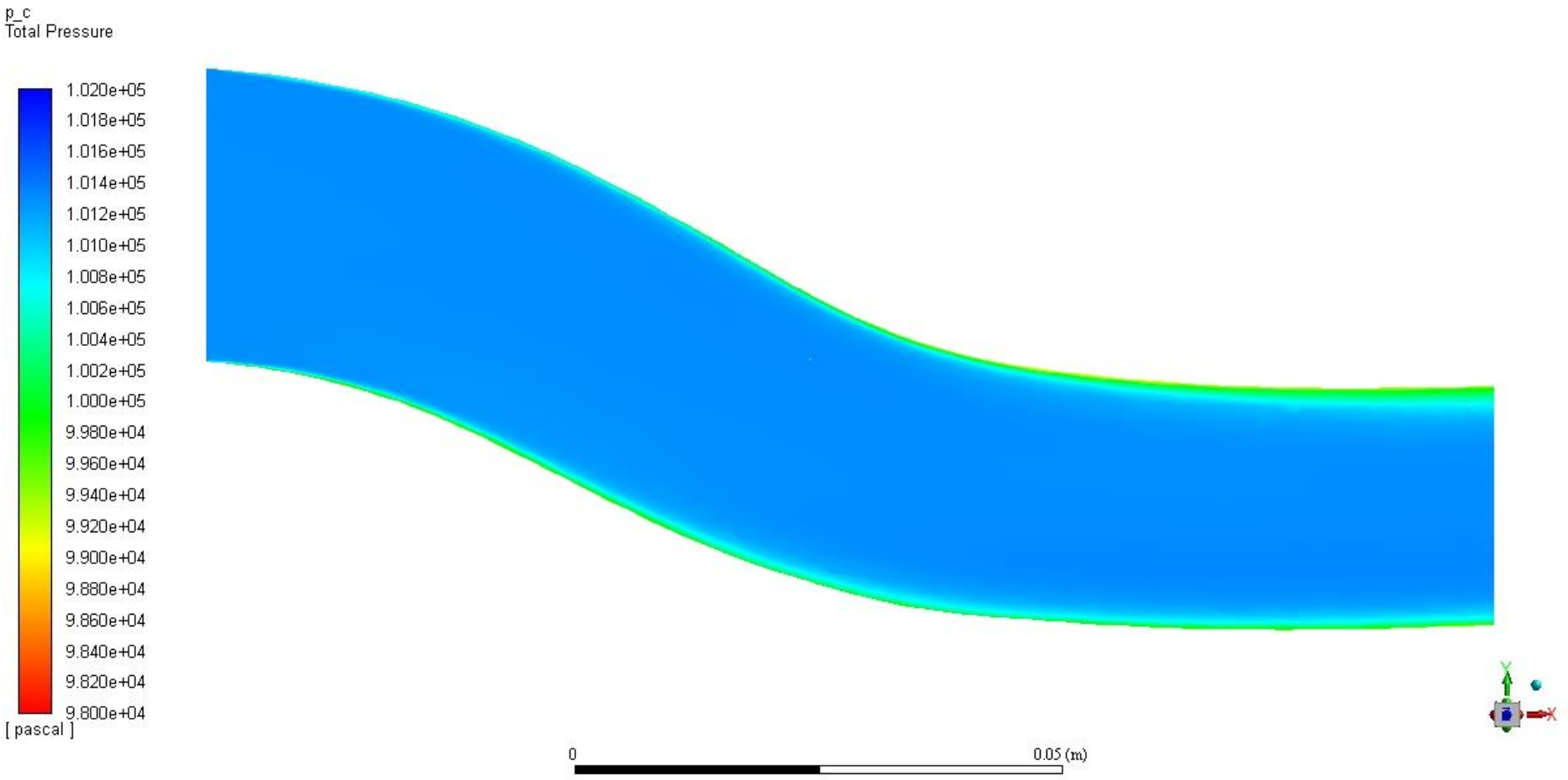
Obr. 90 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v3-2 – výstupní rovina



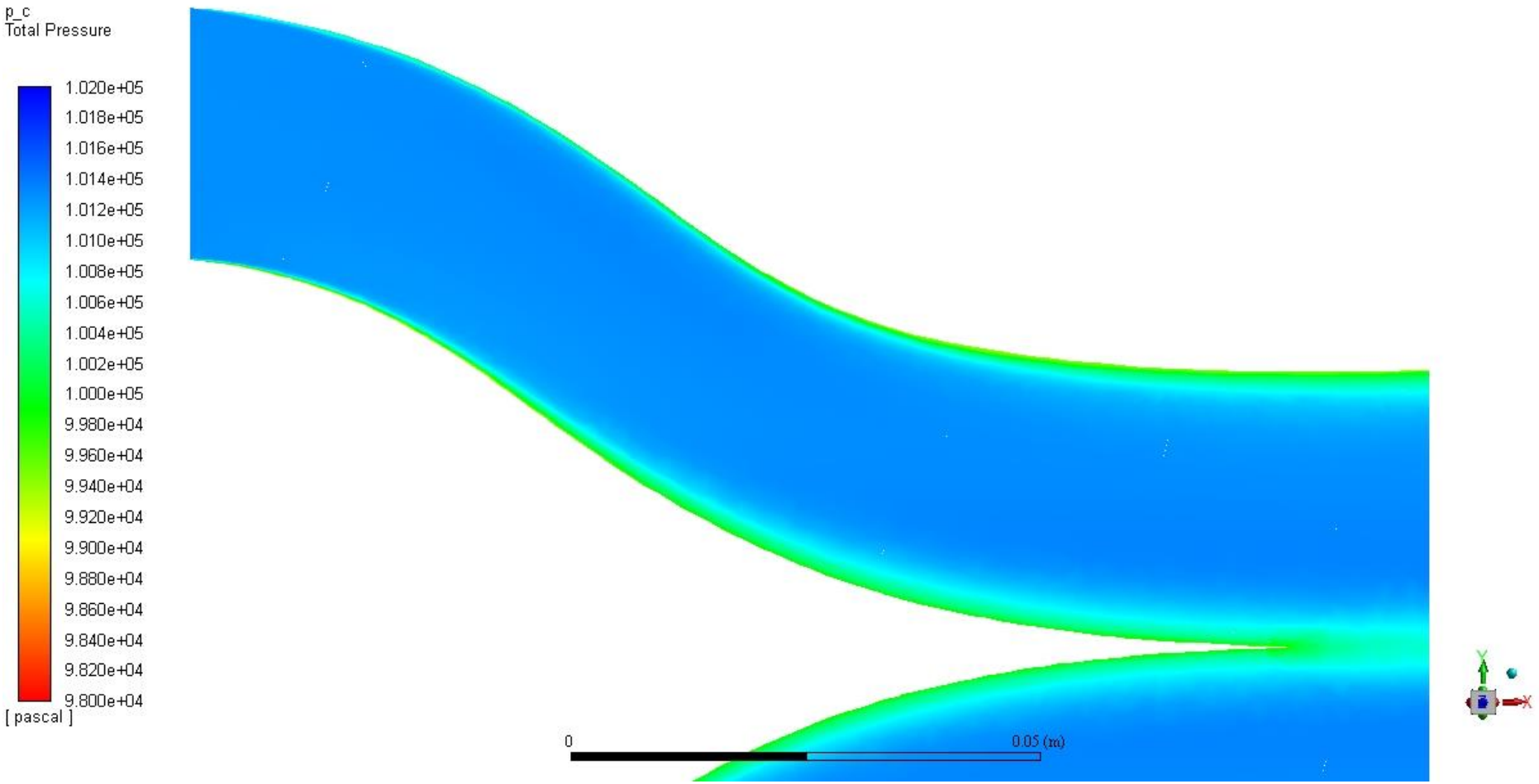
Obr. 91 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v3-2 – střední rovina



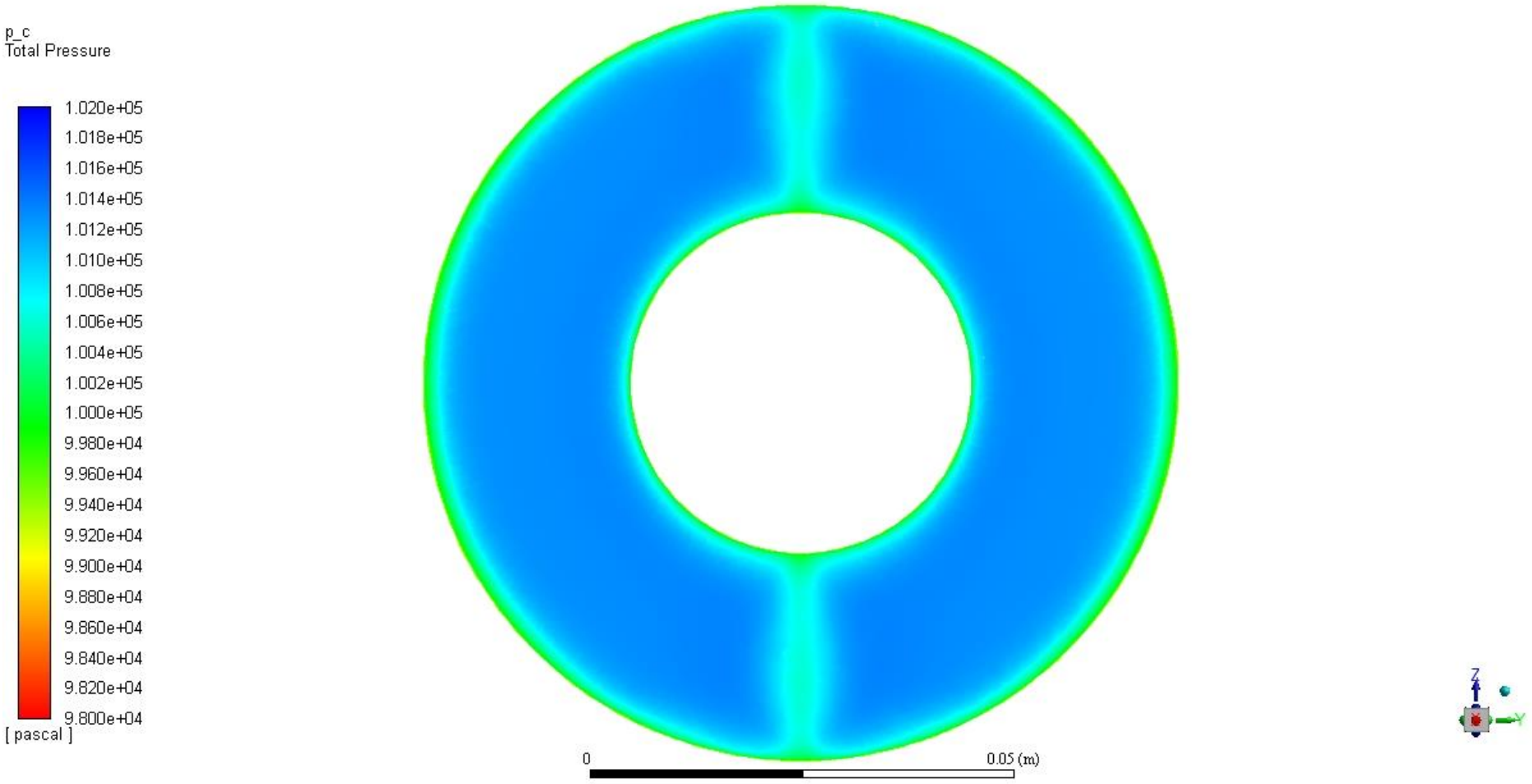
Obr. 92 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v4 – střední rovina



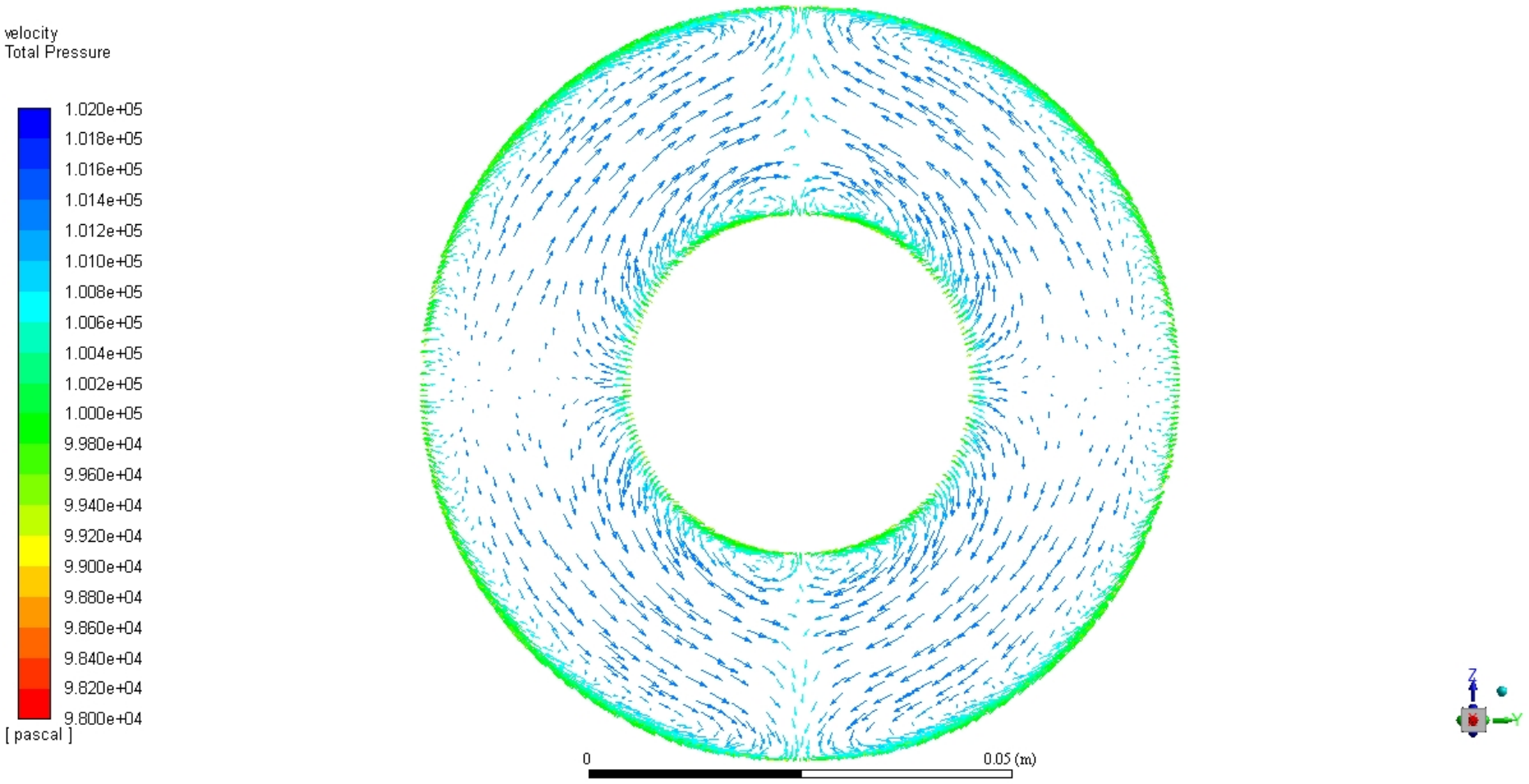
Obr. 93 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v4 – střední rovina



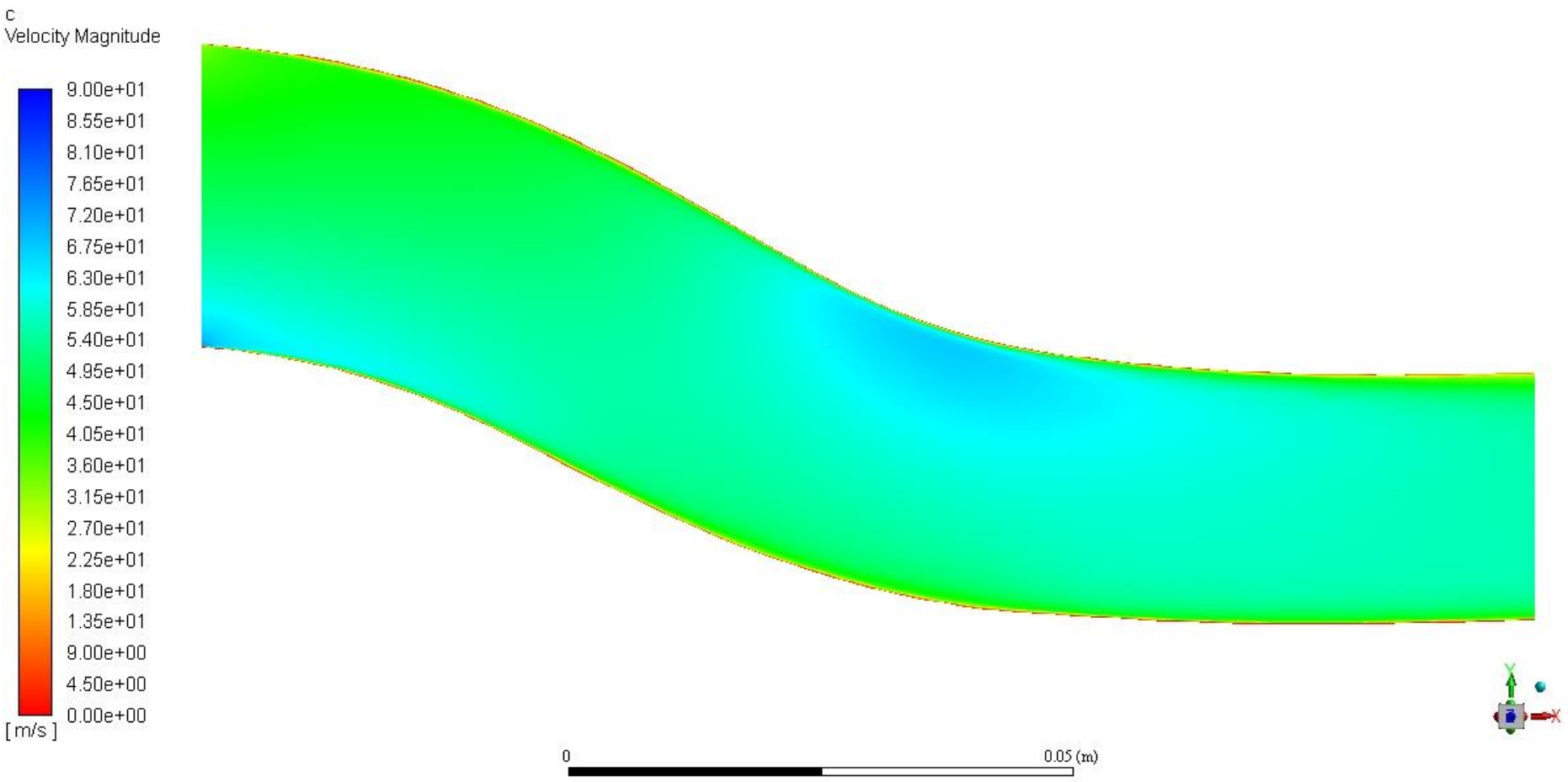
Obr. 94 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v4 – rovina xy+32,25mm



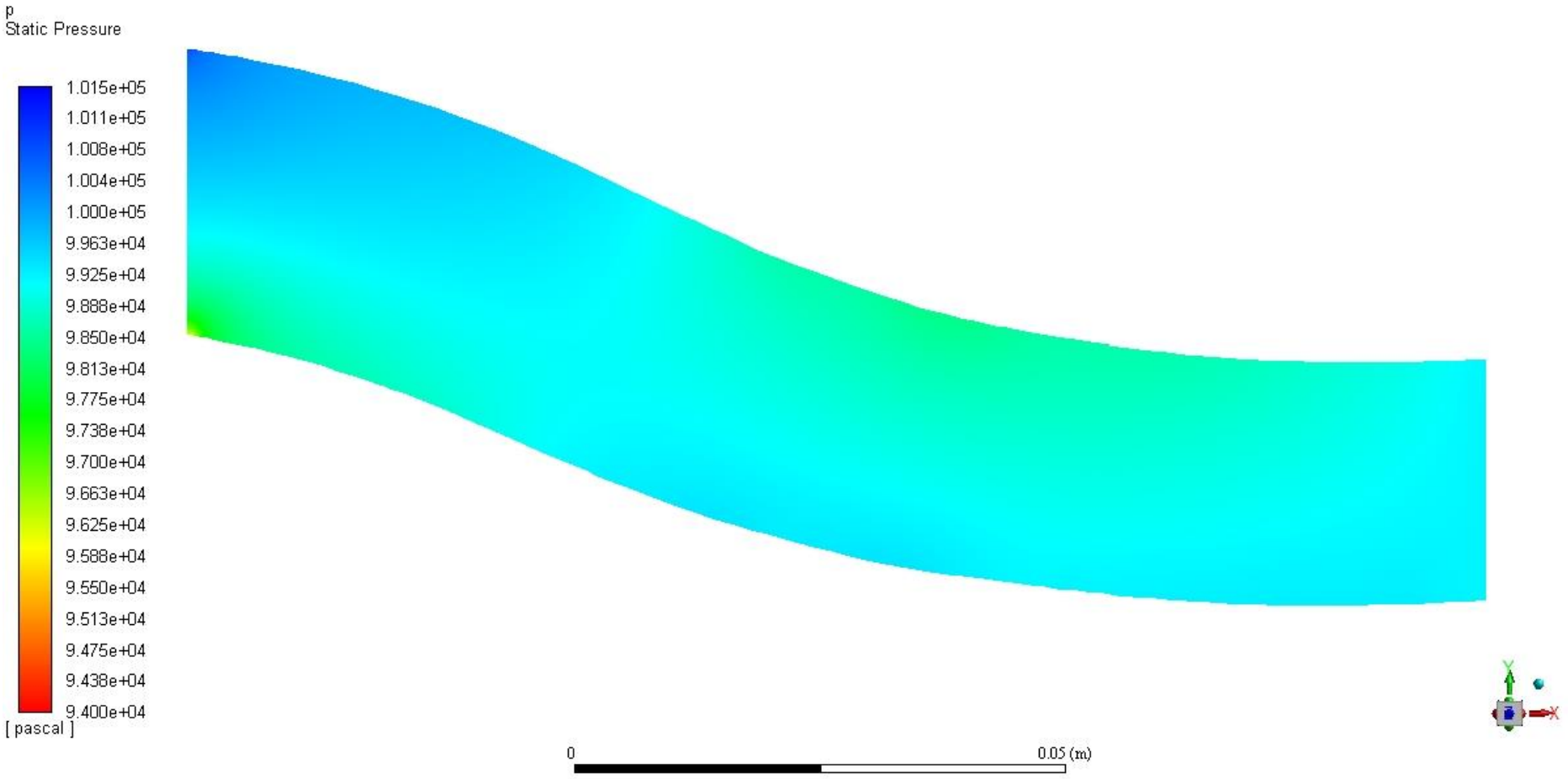
Obr. 95 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v4 – výstupní rovina



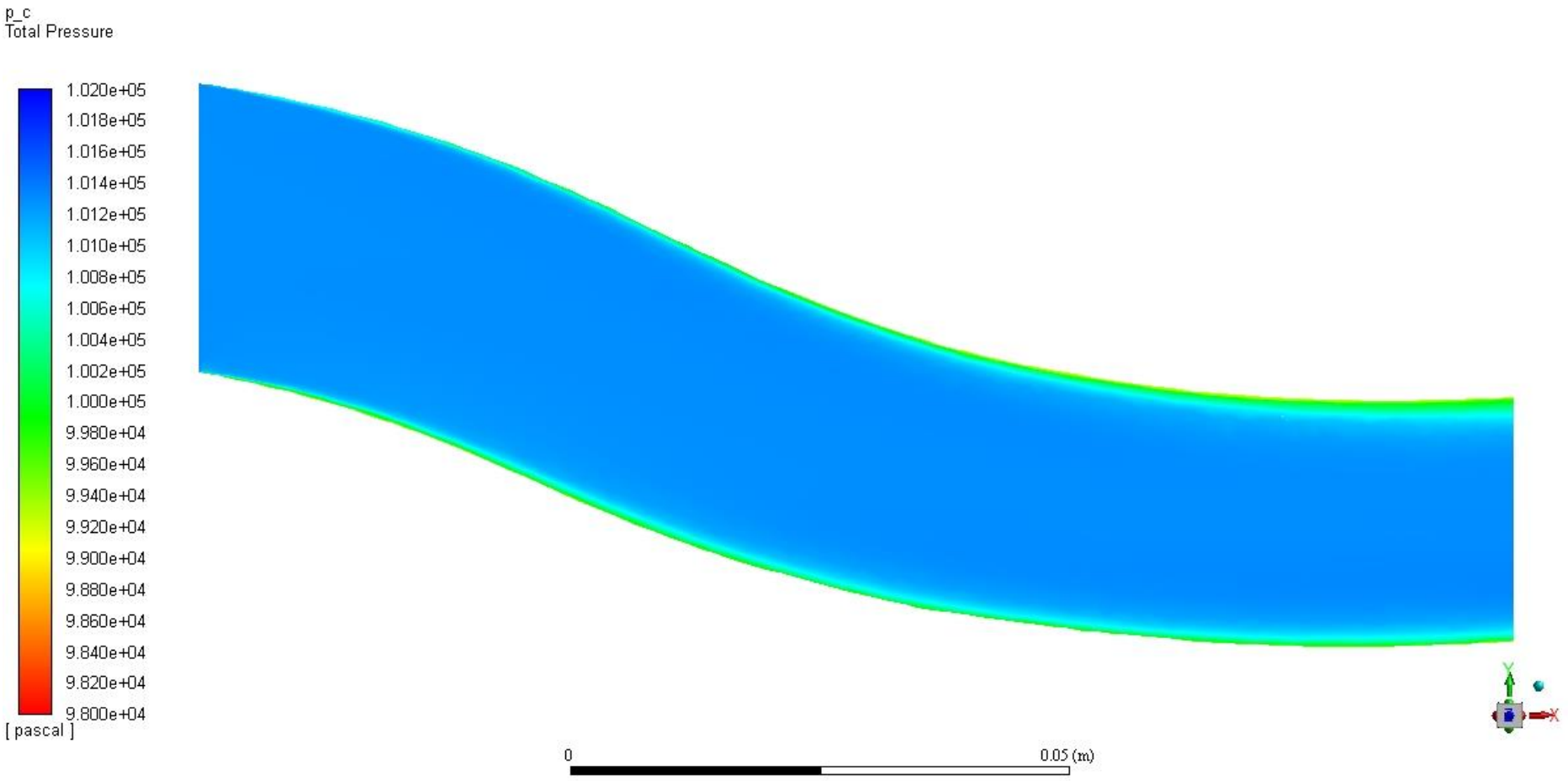
Obr. 96 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v4 – výstupní rovina



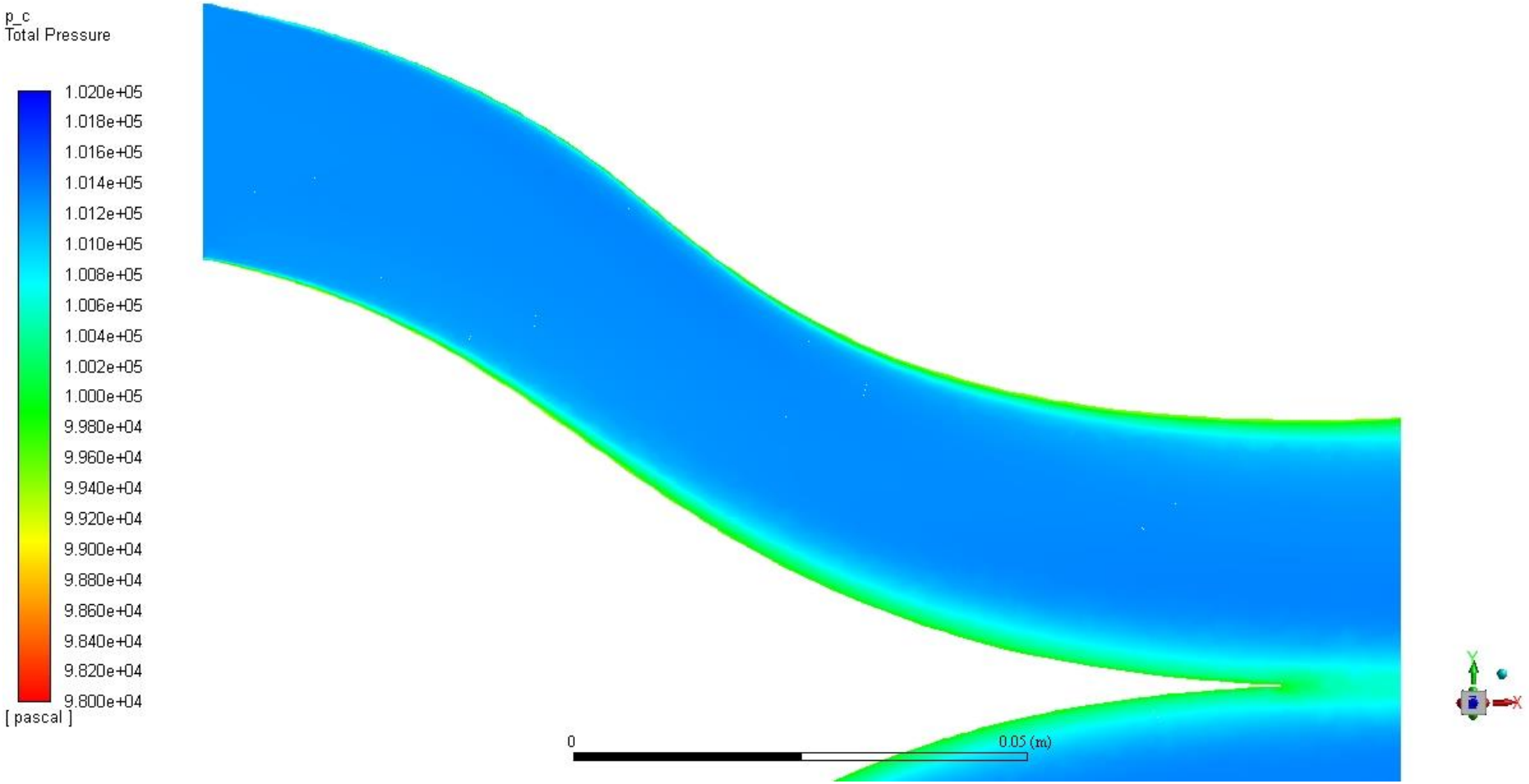
Obr. 97 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v4 – střední rovina



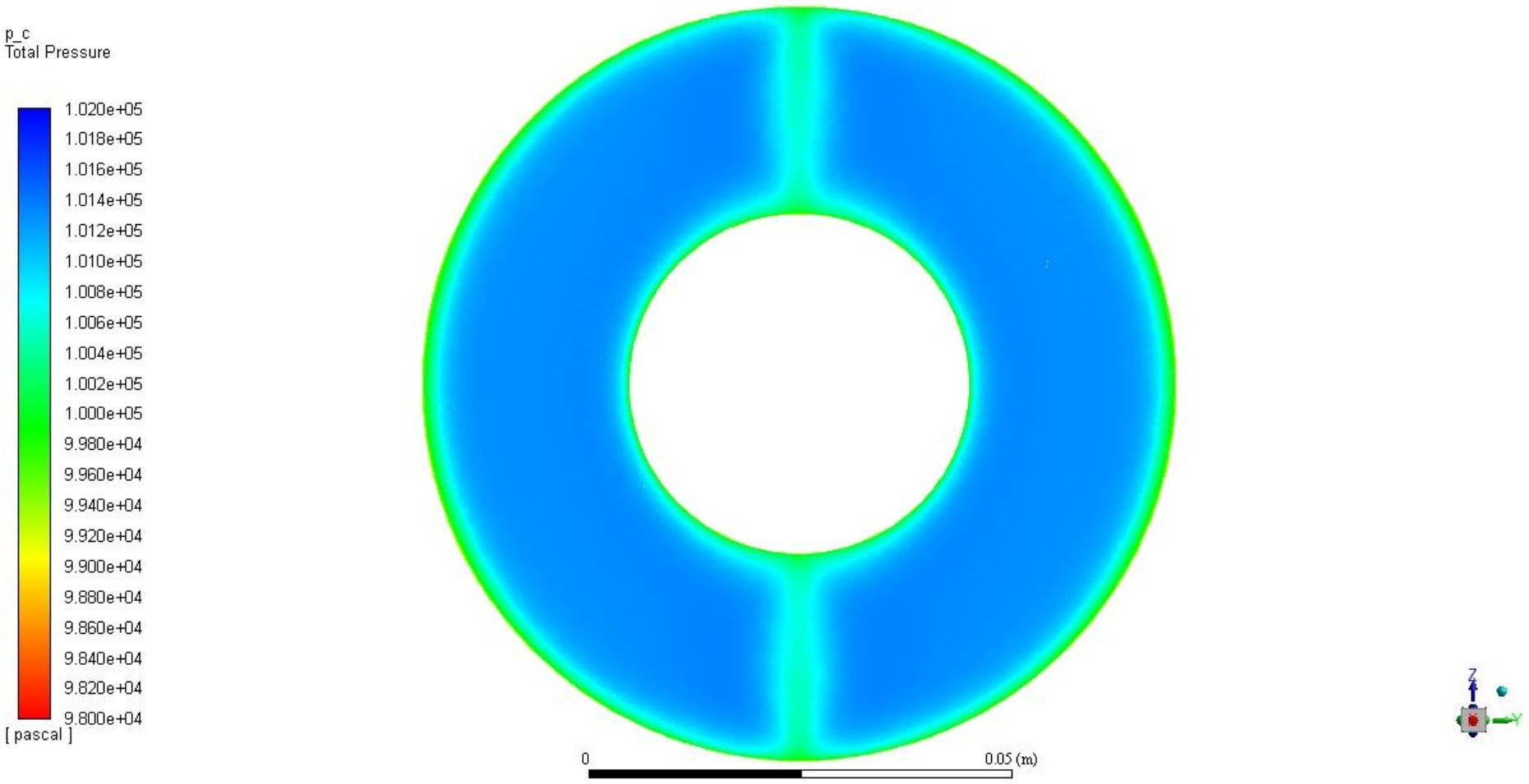
Obr. 98 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v5 – střední rovina



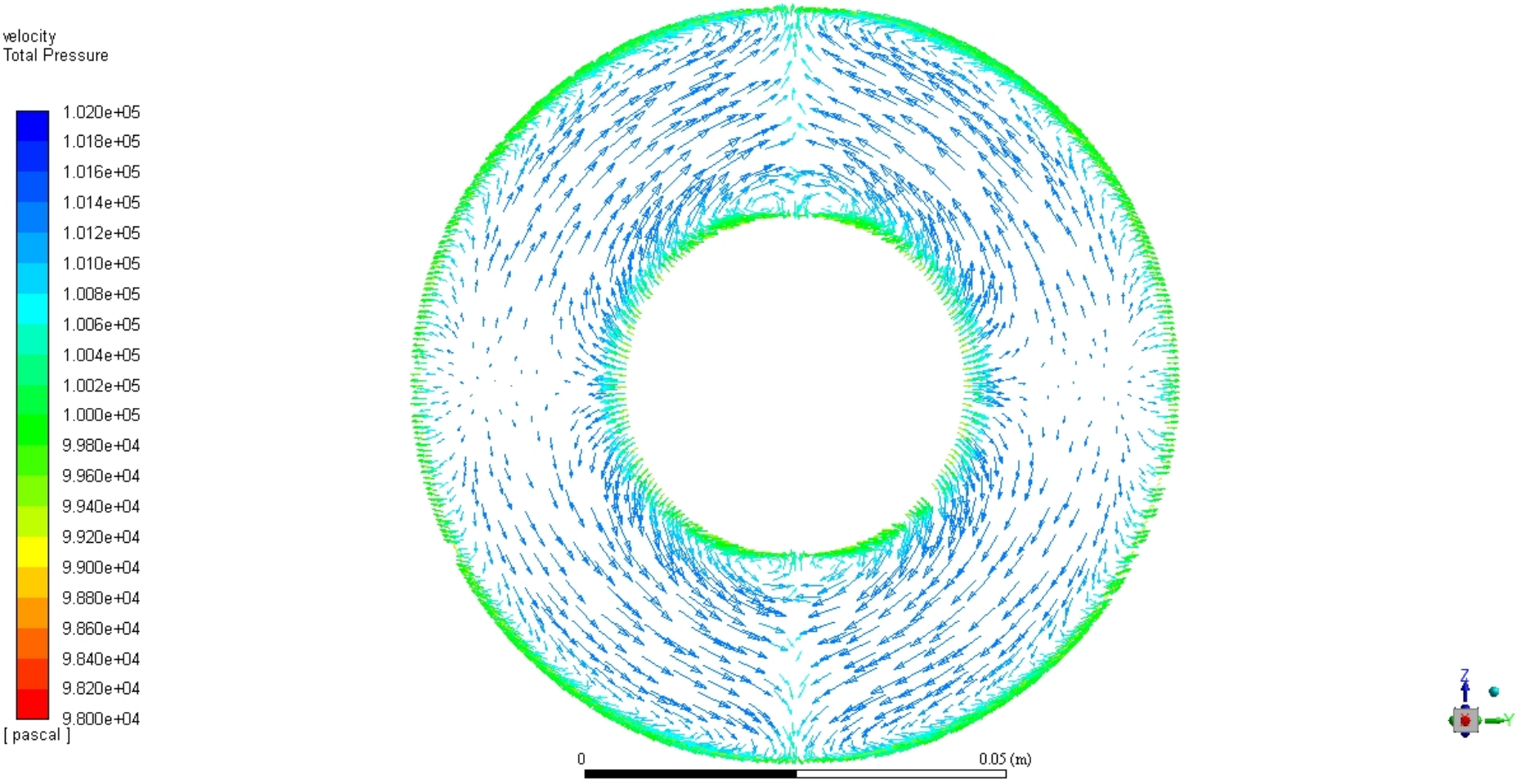
Obr. 99 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v5 – střední rovina



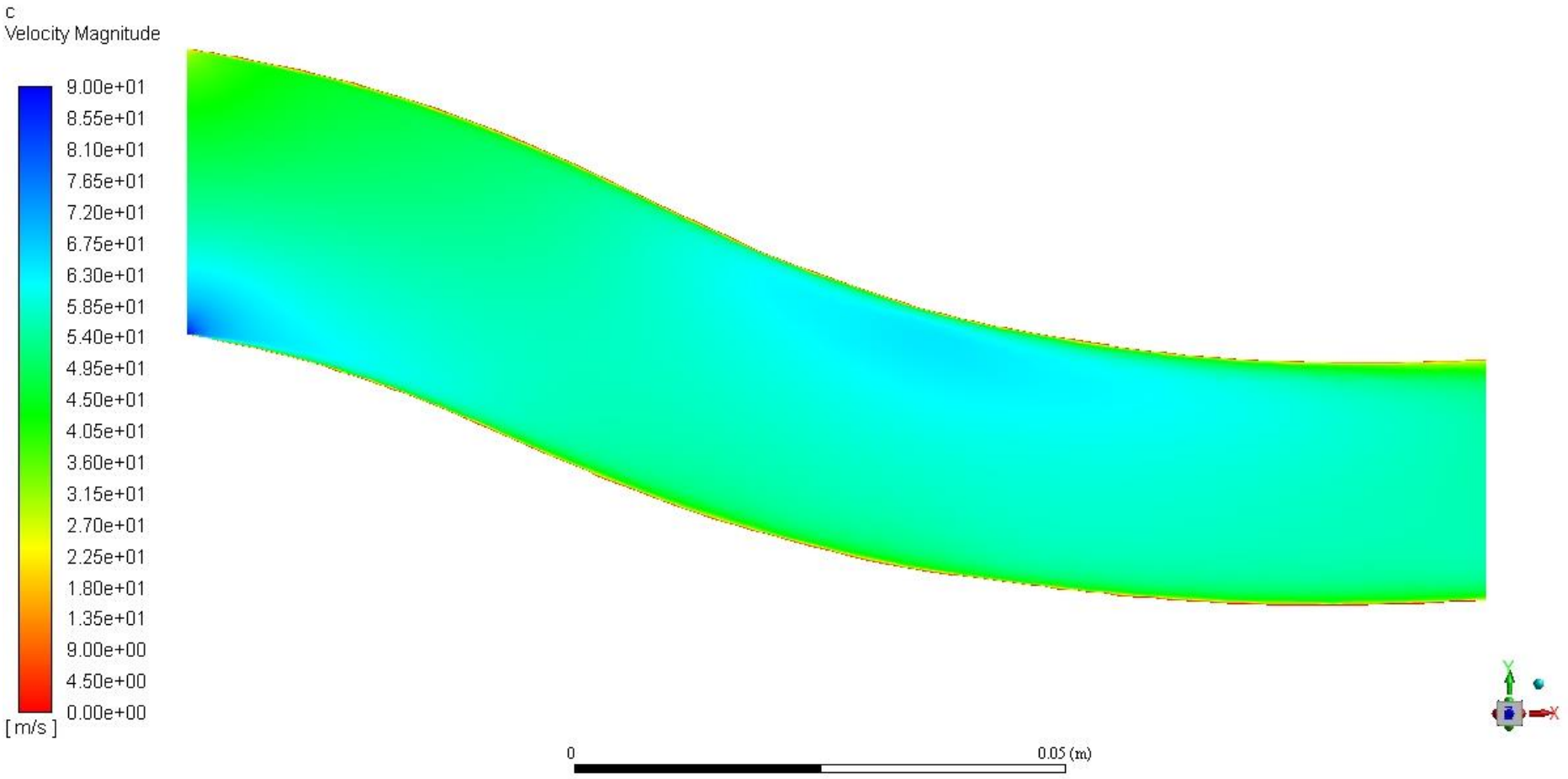
Obr. 100 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v5 – rovina xy+32,25mm



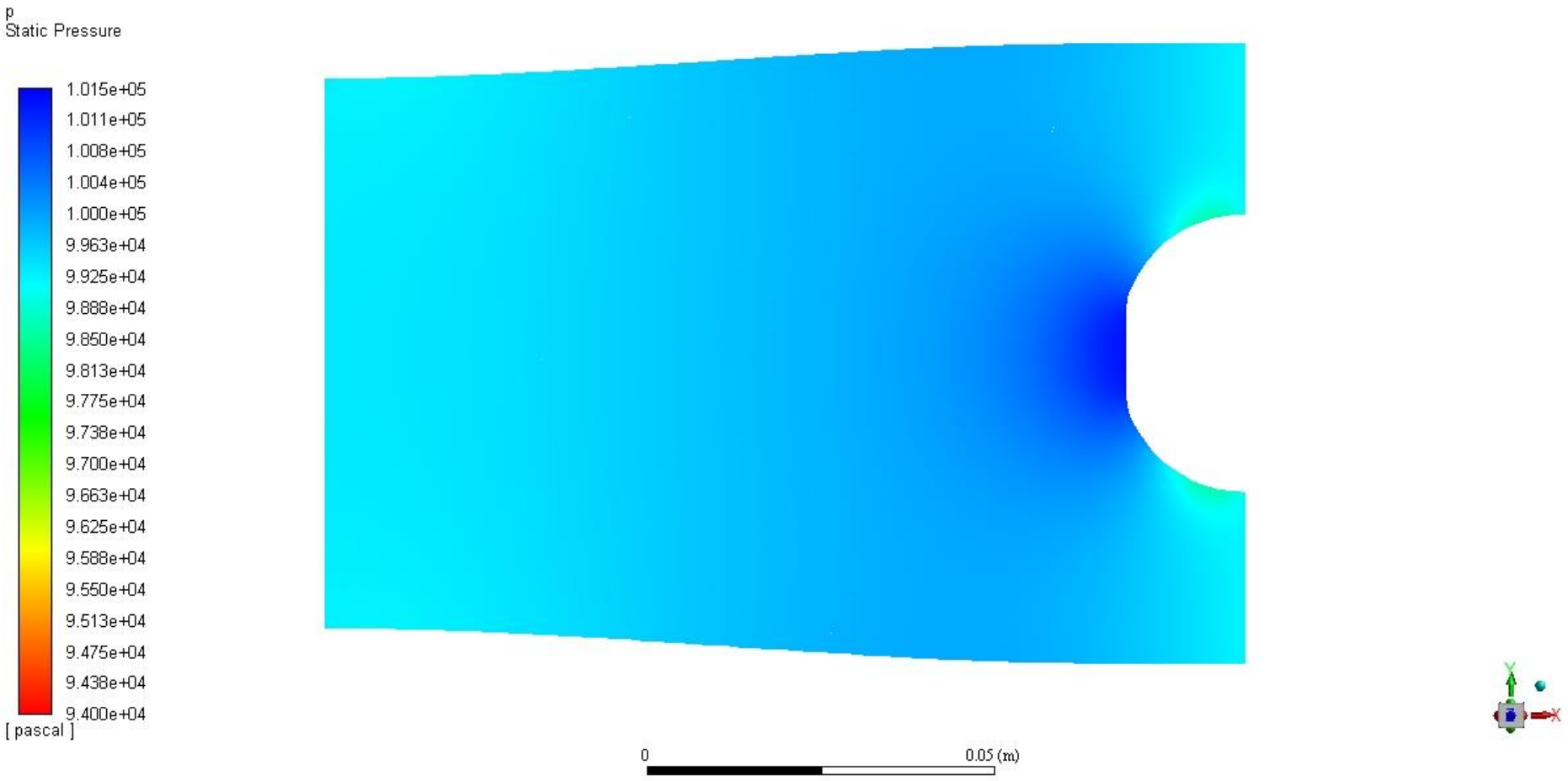
Obr. 101 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v5 – výstupní rovina



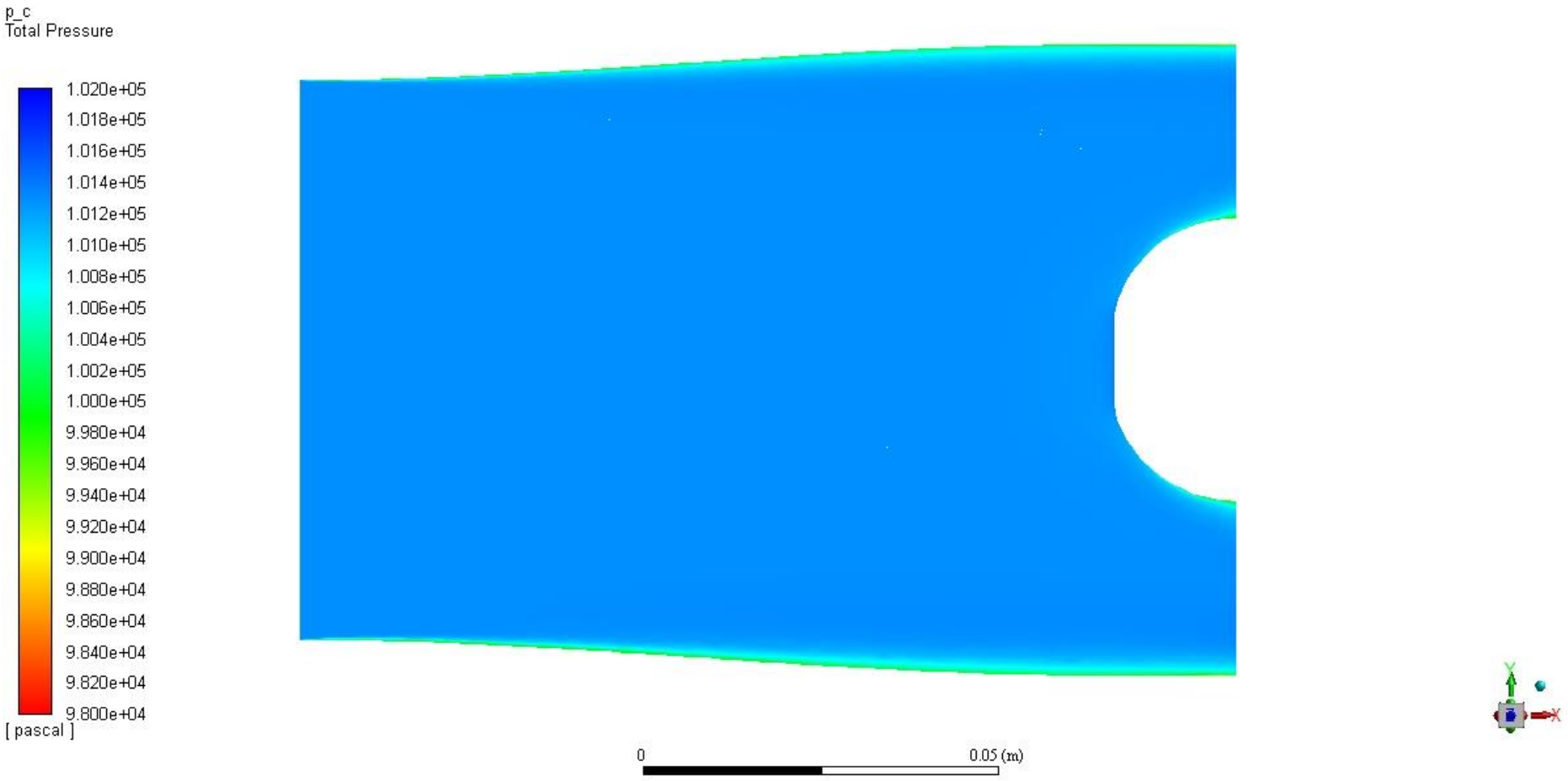
Obr. 102 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v5 – výstupní rovina



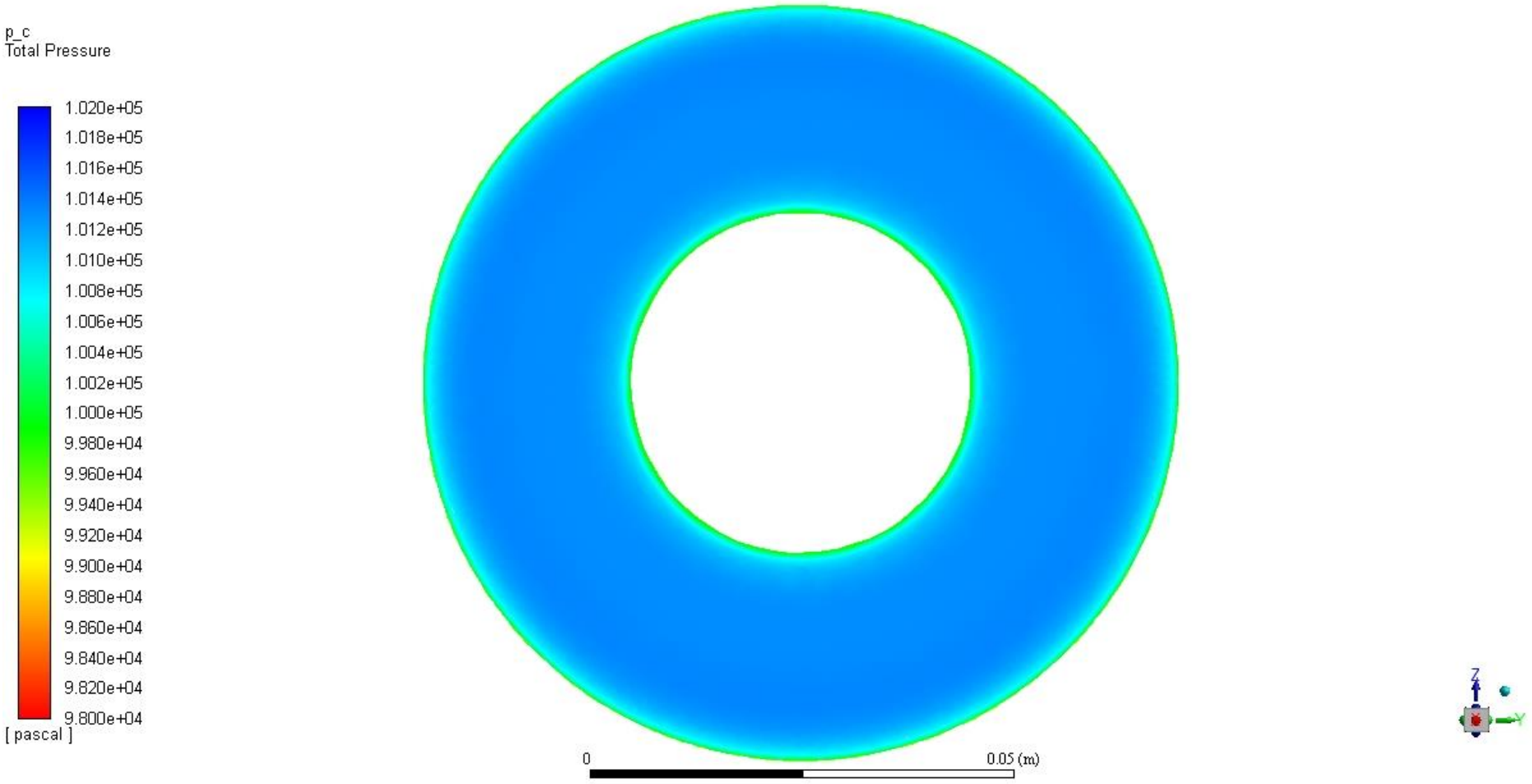
Obr. 103 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v5 – střední rovina



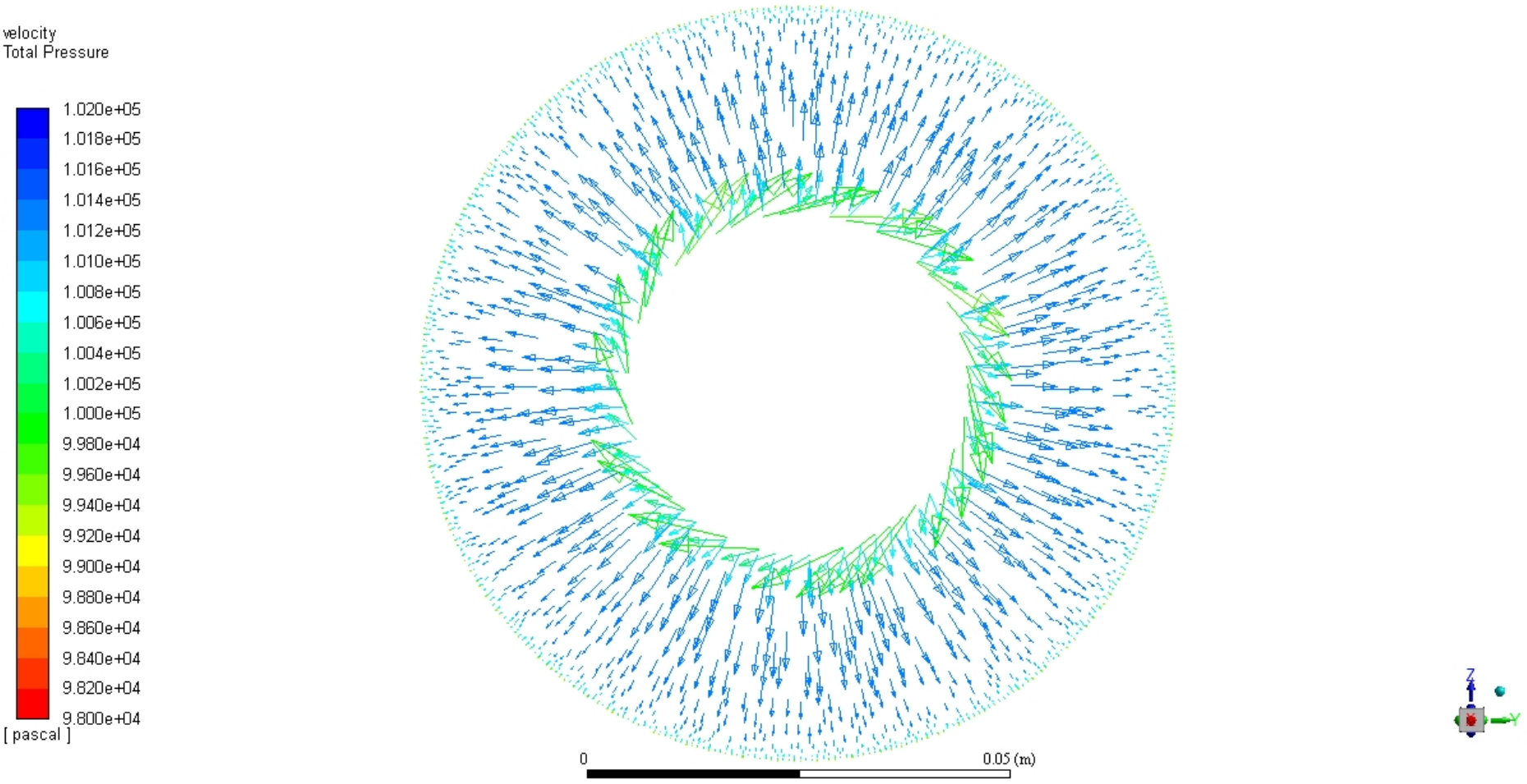
Obr. 104 – Rozložení statického tlaku v jedné větvi kanálu v6 – střední rovina



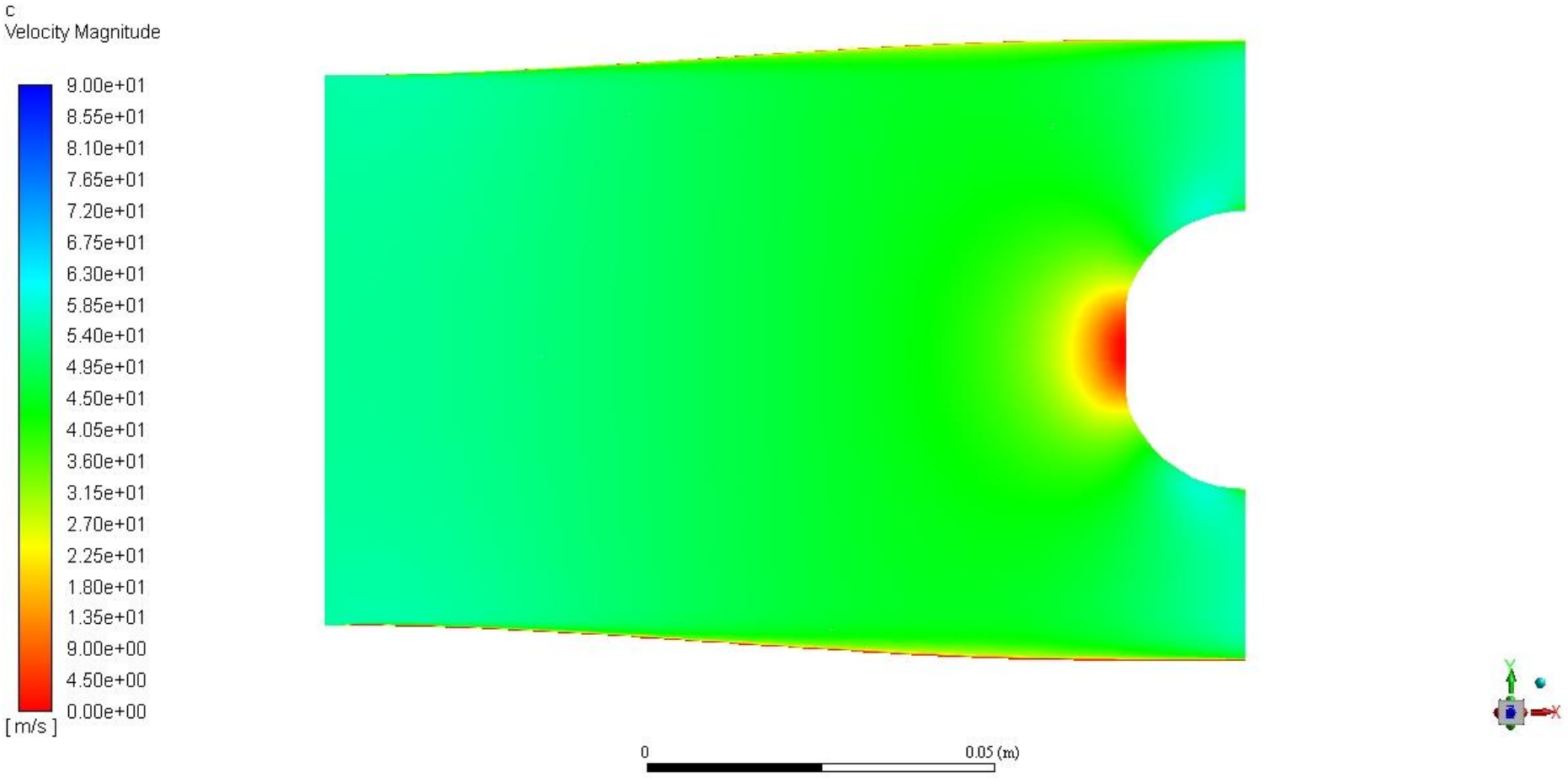
Obr. 105 – Rozložení celkového tlaku v jedné větvi kanálu v6 – střední rovina



Obr. 106 – Rozložení celkového tlaku v kanálu v6 – výstupní rovina



Obr. 107 – Vektory sekundárního proudění v kanálu v6 – výstupní rovina



Obr. 108 – Rozložení rychlosti v jedné větvi kanálu v6 – střední rovina