

**UNIVERSIDADE ESTADUAL DE CAMPINAS**

**FACULDADE DE ENGENHARIA QUÍMICA**

Área de concentração:

DESENVOLVIMENTO DE PROCESSOS QUÍMICOS

**“Desenvolvimento de um Impelidor de Alta Eficiência Através da Dinâmica dos Flúidos  
Computacional e Otimização Multi-objetivo.”**

Autor: Nicolas Spogis

Orientador: Prof. Dr. José Roberto Nunhez

Tese de Doutorado apresentada à Faculdade de Engenharia Química como parte dos requisitos exigidos para a obtenção do título de Doutor em Engenharia Química.

Campinas - São Paulo

Fevereiro de 2007

FICHA CATALOGRÁFICA ELABORADA PELA  
BIBLIOTECA DA ÁREA DE ENGENHARIA E ARQUITETURA - BAE - UNICAMP

Sp63p	Spogis, Nicolas Desenvolvimento de um impelidor de alta eficiência através da dinâmica dos fluídos computacional e otimização multi-objetivo / Nicolas Spogis. --Campinas, SP: [s.n.], 2007.  Orientador: José Roberto Nunhez.  Tese de Doutorado - Universidade Estadual de Campinas, Faculdade de Engenharia Química.  1. Dinâmica dos fluidos - Simulação por computador. 2. Mistura. 3. Otimização. 4. Reatores químicos. 5. Processos químicos. I. Nunhez, José Roberto. II. Universidade Estadual de Campinas. Faculdade de Engenharia Química. III. Título.
-------	---

Título em Inglês: Design of a high efficiently hydrofoil through the use of computational fluid dynamics and multi-objective optimization

Palavras-chave em Inglês: Fluid dynamics - Computer simulation, Mixing, Optimization, Chemical reactors, Chemical processes

Área de concentração: Desenvolvimento de Processos Químicos

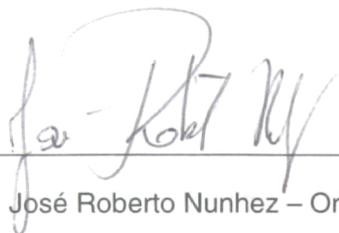
Titulação: Doutor em Engenharia Química

Banca examinadora: Claudio Augusto Oller do Nascimento, Efraim Cekinski, Marcos Akira D'Avila, Milton Mori

Data da defesa: 26/02/2007

Programa de Pós Graduação: Engenharia Química

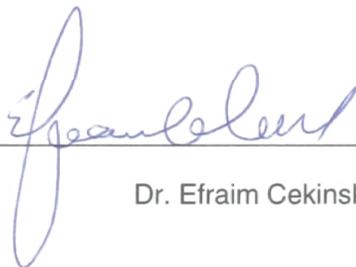
Tese de Doutorado defendida por Nicolas Spogis e aprovada em 26 de Fevereiro de 2006 pela banca examinadora constituída pelos doutores:



Dr. José Roberto Nunhez – Orientador



Dr. Claudio Augusto Oller do Nascimento



Dr. Efraim Cekinski



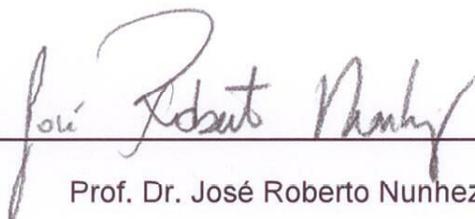
Dr. Marcos Akira D'Avila



Dr. Milton Mori



Este exemplar corresponde à versão final da Tese de Doutorado Engenharia  
Química defendida por Nicolas Spogis.



A handwritten signature in dark ink, reading "José Roberto Nunhez", is written over a horizontal line. The signature is cursive and stylized.

Prof. Dr. José Roberto Nunhez



Dedico este trabalho à minha esposa Valéria Regina Baccaglini, por seu amor,  
carinho e compreensão em todos os momentos da minha vida;

À minha mãe Sigrid Blumer pela confiança e motivação nos meus estudos;

Às minhas irmãs Tatiana Spogis e Natali Spogis pela vida que compartilhamos;

Ao meu avô Herman Blummer pela grande inspiração;

A todos os amigos pelo grande apoio e experiência de vida que passamos juntos.



# Agradecimentos

Dedicar-se à pesquisa é uma arte enobrecedora e desafiadora. Determinar-se a seguir pelos caminhos tortuosos da vida acadêmica é mais que um projeto de vida, é uma missão onde amigos, parentes e orientadores têm um papel fundamental. Não posso esquecer, no final desta batalha, dos grandes parceiros que tive nesta caminhada, parceiros que sempre desempenharam bem o seu papel de amigos.

À minha esposa Valéria Regina Baccaglini, que sempre me apoiou dando o amor, o carinho e a atenção que precisava. Sei que passaremos por outras grandes aventuras, sempre compartilhando os momentos bons e ruins que venham acontecer.

À minha mãe Sigrid Blumer, que sempre esteve ao meu lado, mesmo que algumas vezes distante, aconselhando e dando o máximo de apoio aos meus estudos. À minhas irmãs Tatiana Spogis e Natali Spogis que antes pediam conselhos e agora sabem como nunca como é difícil seguir os caminhos tortuosos da vida.

À minha família, em especial meu primo Caio Flavio Stettiner, que sempre acreditou, incentivou e apostou na minha trajetória nesta vida acadêmica. Aos meus sogros Pedro Luiz Baccaglini e Maria Tereza Pascoalino Baccaglini e à minha cunhada Ticiane Baccaglini, por serem realmente parte da minha família, e pelos cuidados especiais nos momentos difíceis da minha vida.

Ao meu orientador Prof. Dr. José Roberto Nunhez, pela oportunidade de trabalharmos juntos, pela ajuda neste trabalho e pela grande amizade.

A todos colegas de faculdade pela experiência de vida e grande amizade que cultivamos

A todos os colaboradores da ESSS pela ajuda e compreensão em todas as etapas deste trabalho.

A Deus, pela arte de viver, pelo amor e pelo conhecimento.



“Jamais considere seus estudos como uma obrigação, mas como uma oportunidade invejável para aprender a conhecer a influência libertadora da beleza do reino do espírito, para seu próprio prazer pessoal e para proveito da comunidade à qual seu futuro trabalho pertence.”

Albert Einstein



# RESUMO

## **Desenvolvimento de um impelidor de alta eficiência através da dinâmica dos fluidos computacional e otimização multi-objetivo.**

Spogis, N.<sup>1</sup>, Nunhez, J. R.<sup>2</sup>.

<sup>1</sup> ESSS, ITC – INTERNATIONAL TRADE CENTER - Rua do Rocio, 423 10 andar conj.1001/1002,  
Vila Olímpia – CEP: 04552-000 – São Paulo– SP – Brazil – Phone: + (55) (11) 3017-5191

E-mail: [nicolas@esss.com.br](mailto:nicolas@esss.com.br)

<sup>2</sup> Faculdade de Engenharia Química, Departamento de Processos Químicos, Unicamp  
Universidade Estadual de Campinas, Cidade Universitária Zeferino Vaz,  
CEP: 13083-970 – Campinas – SP – Brazil – Phone: + (55) (19) 3521-3967

E-mail: [nunhez@feq.unicamp.br](mailto:nunhez@feq.unicamp.br)

Palavras Chave: Agitação e mistura, suspensão de sólidos, dinâmica dos fluidos computacional, tanques de misturas, reatores químicos, otimização.

---

### **Resumo:**

Atualmente o ciclo de desenvolvimento de produtos requer um baixo tempo de projeto e mínimos custos. Ao mesmo tempo, a qualidade final do produto não deve ser afetada; pelo contrário, as companhias precisam melhorar seus produtos para se manterem no mercado competitivo. Em muitas indústrias, o uso de software de otimização de projetos está se tornando a principal ferramenta para alcançar rapidamente estas metas aparentemente contraditórias.

O projeto de processos químicos e equipamentos é uma tarefa que exige um apoio experimental significativo e um grande número de protótipos e testes. Visando reduzir o tempo de desenvolvimento, os

softwares ANSYS CFX e modeFRONTIER foram acoplados a fim de obter um projeto de um impelidor de alta eficiência para aplicações “flow-controlled” e para mistura de produtos de baixa viscosidade.

A análise de desempenho do impelidor foi realizada através do modelo de turbulência SST (Shear-Stress Transport) acoplado com um modelo de correção para curvatura das linhas de correntes. O modelo SST combina as vantagens dos modelos  $k-\varepsilon$  e  $k-\omega$ , garantindo uma excelente relação entre a tensão turbulenta e energia cinética turbulenta, além de fornecer uma predição precisa e robusta de descolamentos/separações da camada limite. Os modelos “Multiple Frames of Reference” e “Frozen Rotor Frame Change” foram usados para investigar a interação entre as partes móveis (impelidor) e as partes estáticas (parede do vaso e chicanas) no tanque de mistura.

Um algoritmo estocástico robusto (MOGA II) foi utilizado como método de otimização. A otimização multi-objetivo possui sete variáveis de entrada, duas restrições não lineares, e duas funções-objetivo. Através deste estudo foi possível obter um aumento simultâneo da capacidade de bombeamento do impelidor e da homogeneidade de mistura.

---

1 Autor para qual toda a correspondência deverá ser enviada.

# ABSTRACT

## Design of a high efficiently hydrofoil through the use of computational fluid dynamics and multi-objective optimization.

Spogis, N.<sup>1</sup>, Nunhez, J. R.<sup>2</sup>.

<sup>1</sup> ESSS, ITC – INTERNATIONAL TRADE CENTER - Rua do Rocio, 423 10 andar conj.1001/1002,  
Vila Olímpia – CEP: 04552-000 – São Paulo– SP – Brazil – Phone: + (55) (11) 3017-5191

E-mail: [nicolas@esss.com.br](mailto:nicolas@esss.com.br)

<sup>2</sup> Faculdade de Engenharia Química, Departamento de Processos Químicos, Unicamp  
Universidade Estadual de Campinas, Cidade Universitária Zeferino Vaz,  
CEP: 13083-970 – Campinas – SP – Brazil – Phone: + (55) (19) 3521-3967

E-mail: [nunhez@feq.unicamp.br](mailto:nunhez@feq.unicamp.br)

Keywords: mixing, solids suspension, computational fluid dynamics, stirred vessel, chemical reactors, optimization.

---

### Abstract:

Nowadays product development cycle requires shorter turnaround times and lowers costs. At the same time, quality should not suffer; on the contrary, companies need to improve their products in order to remain competitive. In many industries, the use of design optimization software is fast becoming the major way to achieve these apparently conflicting goals.

The project of chemical processes and equipments is a task that demands a significant experimental support and a great number of prototypes and tests. Aiming at reducing the development time, ANSYS CFX tools have been successfully coupled to modeFRONTIER so as to lead to an optimal design of a high efficiency impeller for flow-controlled, low viscosity applications.

The analysis of impeller shape performance was carried out with the SST (Shear-Stress Transport) model coupled with the streamline curvature turbulence model. The SST model combines the advantages from the  $k-\varepsilon$  and  $k-\omega$  models, ensuring proper relation between turbulent stress and turbulent kinetic energy and allowing accurate and robust prediction of the impeller blade flow separation. The Multiple Frames of Reference and the Frozen Rotor Frame Change model were used in order to investigate the rotor/stator interaction inside the mixing vessel.

A robust stochastic algorithm was used for the automatic multi-objective constrained shape design process. The multi-objective function has seven design variables, two nonlinear constraints, and two objective functions. Simultaneous increase of the impeller pumping capacity and mixing vessel homogeneity were achieved using this method.

---

1 Author to whom all correspondence should be addressed.

# SUMÁRIO

<b>RESUMO .....</b>	<b>XIII</b>
<b>ABSTRACT .....</b>	<b>XV</b>
<b>SUMÁRIO .....</b>	<b>XVII</b>
<b>LISTA DE FIGURAS.....</b>	<b>XXI</b>
<b>LISTA DE TABELAS.....</b>	<b>XXIII</b>
<b>NOMENCLATURA.....</b>	<b>XXV</b>
<b>LETRAS LATINAS.....</b>	<b>XXV</b>
<b>LETRAS GREGAS.....</b>	<b>XXVI</b>
<b>ABREVIATURAS.....</b>	<b>XXVII</b>
<b>1 OBJETIVO.....</b>	<b>1</b>
1.1 INTRODUÇÃO.....	1
<b>2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....</b>	<b>5</b>
2.1 DETERMINAÇÃO DE CURVAS DE POTÊNCIA.....	5
2.2 CFD APLICADA A TANQUES DE MISTURA.....	6
<b>3 CONCEITOS NUMÉRICOS.....</b>	<b>9</b>
3.1 EQUAÇÕES GOVERNANTES.....	9
3.2 O MODELO “ALTERNATE ROTATION MODEL”.....	10
3.3 O MODELO “FROZEN ROTOR MODEL”.....	12
3.4 MODELAGEM DA TURBULÊNCIA.....	12
3.5 O MODELO “SHEAR STRESS TRANSPORT” (SST).....	14
3.6 MODELO DE TRANSIÇÃO LAMINAR–TURBULENTO.....	16
3.7 REFINO DA MALHA NAS REGIÕES PRÓXIMAS AS PAREDES.....	17
3.8 CONCEITOS BÁSICOS DE AERODINÂMICA.....	17
<b>4 PARAMETRIZAÇÃO.....</b>	<b>25</b>
4.1 PARAMETRIZAÇÃO DO TANQUE DE MISTURA.....	25
4.2 PARAMETRIZAÇÃO DO IMPELIDOR.....	26
4.3 PARAMETRIZAÇÃO DAS PÁS DO IMPELIDOR.....	27
4.4 “HYDROFOILS” UTILIZADOS NAS PÁS DO IMPELIDOR.....	28
4.5 AEROFÓLIOS PARA BAIXO NÚMERO DE REYNOLDS.....	29

4.6 UTILIZAÇÃO DE AEROFÓLIOS EM PÁS ROTATIVAS.....	30
4.7 SELEÇÃO DOS “HYDROFOILS” A SEREM UTILIZADOS. ....	31
4.8 PARAMETRIZAÇÃO E GERAÇÃO DE MALHA.....	34
<b>5 PRINCÍPIOS NUMÉRICOS DOS MÉTODOS DE OTIMIZAÇÃO. ....</b>	<b>39</b>
5.1 ALGORITMO MOGA-II. ....	39
5.1.1 <i>Processo de codificação</i> . ....	39
5.1.2 <i>Elitismo</i> . ....	40
5.1.3 <i>Reprodução</i> .....	40
5.1.4 <i>“Crossover” simples</i> . ....	40
5.1.5 <i>“Crossover” direcional</i> . ....	41
5.1.6 <i>Mutação</i> . ....	41
5.2 PROGRAMA DE CONTROLE.....	42
5.3 CONSERVAÇÃO DO CONSUMO DE POTÊNCIA.....	43
5.4 VARIÁVEIS DE ENTRADA.....	45
5.5 RESTRIÇÕES .....	46
5.6 VARIÁVEIS DE SAÍDA E FUNÇÕES-OBJETIVO. ....	46
<b>6 RESULTADOS NUMÉRICOS.....</b>	<b>49</b>
6.1 VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS DE CFD PARA AEROFÓLIOS. ....	49
6.2 CÁLCULO DA “DRAG POLAR”. ....	52
6.3 COMPARAÇÃO DOS MODELOS DE TURBULÊNCIA. ....	56
6.4 ESTUDO DE INDEPENDÊNCIA E REQUERIMENTOS DE MALHA. ....	63
6.5 DOE E ESTUDOS PRELIMINARES. ....	70
6.6 RESULTADOS DO PROCESSO DE OTIMIZAÇÃO. ....	74
6.6.1 <i>Otimização real</i> .....	75
6.6.2 <i>Otimização virtual</i> .....	76
6.7 IMPELIDOR OTIMIZADO. ....	78
6.8 LINHAS DE CORRENTE NA SUPERFÍCIE DO IMPELIDOR. ....	85
6.9 COMPARAÇÃO DE TEMPOS DE MISTURA. ....	89
<b>7 VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS NUMÉRICOS. ....</b>	<b>91</b>
7.1 CONSTRUÇÃO DO PROTÓTIPO. ....	91
7.1.1 <i>Propriedades do material</i> .....	92
7.2 CÁLCULOS MECÂNICOS PARA O EIXO E PÁS DO PROTÓTIPO.....	93
7.2.1 <i>Iteração fluido-estrutura do protótipo</i> . ....	94
7.2.2 <i>Análise modal</i> . ....	96
7.3 RESULTADOS EXPERIMENTAIS.....	98
7.3.1 <i>Materiais e métodos</i> . ....	98
7.3.2 <i>Cálculo do número de potência</i> . ....	100

---

7.3.3 Linhas de corrente e padrões de escoamento .....	102
7.3.4 Suspensão de sólidos .....	107
<b>8 CONCLUSÕES FINAIS.....</b>	<b>111</b>
<b>9 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....</b>	<b>113</b>



# LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 – FUNÇÃO DE AJUSTE (“BLEND FUNCTION”) UTILIZADA PELO MODELO SST.....	15
FIGURA 2 – DEFINIÇÕES GEOMÉTRICAS DE UM AEROFÓLIO.....	18
FIGURA 3 – ÂNGULO DE ATAQUE.....	18
FIGURA 4 – CARACTERÍSTICAS DE UM AEROFÓLIO.....	20
FIGURA 5 – REPRESENTAÇÃO QUALITATIVA DOS TIPOS DE SEPARAÇÃO.....	22
FIGURA 6 – TIPOS DIFERENTES DE “STALL”.....	23
FIGURA 7 – PARAMETRIZAÇÃO GEOMÉTRICA DOS IMPELIDORES.....	28
FIGURA 8 – PERFIS PARA BAIXO NÚMERO DE REYNOLDS.....	34
FIGURA 9 – MALHA NO IMPELIDOR.....	38
FIGURA 10 – ILUSTRAÇÃO ESQUEMÁTICA DO PROCESSO DE OTIMIZAÇÃO.....	43
FIGURA 11 – METODOLOGIA DE BLOCAGEM CH.....	50
FIGURA 12 – $C_L$ VERSUS ÂNGULO DE ATAQUE.....	51
FIGURA 13 – $C_p$ , CAMPO DE PRESSÃO E VELOCIDADE – S1223.....	52
FIGURA 14 – $C_p$ , CAMPO DE PRESSÃO E VELOCIDADE – E387.....	52
FIGURA 15 – DRAG POLAR.....	56
FIGURA 16 – MODELO K- $\epsilon$ .....	58
FIGURA 17 – MODELO RNG K- $\epsilon$ .....	58
FIGURA 18 – MODELO SST.....	59
FIGURA 19 – MODELO SST GAMMA THETA.....	60
FIGURA 20 – SSG REYNOLDS STRESS.....	61
FIGURA 21 – BSL REYNOLDS STRESS.....	62
FIGURA 22 – NÚMERO TOTAL DE NÓS VERSUS $Y^+$ .....	64
FIGURA 23 – TEMPO COMPUTACIONAL VERSUS $Y^+$ .....	64
FIGURA 24 – NÚMERO DE POTÊNCIA VERSUS $Y^+$ .....	66
FIGURA 25 – VARIÂNCIA DE CONCENTRAÇÃO DE SÓLIDOS VERSUS $Y^+$ .....	66
FIGURA 26 – EFICIÊNCIA DE BOMBEAMENTO VERSUS $Y^+$ .....	67
FIGURA 27 – DIFERENÇAS QUALITATIVAS NO ESCOAMENTO.....	68
FIGURA 28 – DISTRIBUIÇÃO DE $Y^+$ E MALHA SUPERFICIAL.....	69
FIGURA 29 – DOMÍNIO DE POSSÍVEIS SOLUÇÕES.....	70
FIGURA 30 – SUPERFÍCIES DE RESPOSTA PARA A VARIÂNCIA DA CONCENTRAÇÃO DE SÓLIDOS.....	71
FIGURA 31 – SUPERFÍCIES DE RESPOSTA PARA A EFICIÊNCIA DE BOMBEAMENTO.....	72
FIGURA 32 – MATRIZES DE CORRELAÇÃO.....	73
FIGURA 33 – RESULTADOS OBTIDOS NO CICLO DE OTIMIZAÇÃO REAL.....	75
FIGURA 34 – OTIMIZAÇÃO FINAL – FRONTEIRA DE PARETO.....	76

FIGURA 35 – ERROS NA ESTIMATIVA DA VARIÂNCIA PELAS RSM. ....	77
FIGURA 36 – ERROS NA ESTIMATIVA DA EFICIÊNCIA DE BOMBEAMENTO PELAS RSM. ....	77
FIGURA 37 – DESIGN INICIAL – IMPELIDOR DE REFERÊNCIA PTB45. ....	79
FIGURA 38 – IMPELIDOR OTIMIZADO. ....	80
FIGURA 39 – NÚMERO DE POTÊNCIA VERSUS NÚMERO DE BOMBEAMENTO. ....	80
FIGURA 40 – LINHAS DE CORRENTE NO IMPELIDOR PTB45. ....	82
FIGURA 41 – LINHAS DE CORRENTE NO IMPELIDOR OTIMIZADO. ....	83
FIGURA 42 – DISTRIBUIÇÃO DE VELOCIDADE AXIAL NO IMPELIDOR OTIMIZADO. ....	83
FIGURA 43 – DISTRIBUIÇÃO DE VELOCIDADE AXIAL NO PBT 45. ....	84
FIGURA 44 – GEOMETRIA DO IMPELIDOR OTIMIZADO. ....	84
FIGURA 45 – TIPOS DE DESCOLAMENTO TÍPICOS. ....	85
FIGURA 46 – OPERAÇÃO EM REGIME LAMINAR. ....	86
FIGURA 47 – OPERAÇÃO EM REGIME DE TRANSIÇÃO. ....	87
FIGURA 48 – OPERAÇÃO EM REGIME TURBULENTO - $Re \leq 1.0E+05$ . ....	87
FIGURA 49 – OPERAÇÃO EM REGIME TURBULENTO – $Re \geq 1.0E+06$ . ....	88
FIGURA 50 – TEMPO DE MISTURA PARA O IMPELIDOR OTIMIZADO. ....	89
FIGURA 51 – TEMPO DE MISTURA PARA O IMPELIDOR PTB45. ....	90
FIGURA 52 – EQUIPAMENTO SINTERSTATION® 2000. ....	91
FIGURA 53 – CONJUNTO DE PROTÓTIPOS. ....	92
FIGURA 54 – DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO NO PROTÓTIPO. ....	94
FIGURA 55 – DISTRIBUIÇÃO DE TENSÕES NA PÁ DO IMPELIDOR. ....	95
FIGURA 56 – DEFORMAÇÃO DO IMPELIDOR. ....	96
FIGURA 57 – FREQUÊNCIAS NATURAIS DO CONJUNTO IMPELIDOR/EIXO. ....	97
FIGURA 58 – SISTEMA DE AGITAÇÃO PILOTO. ....	99
FIGURA 59 – NUMERO DE POTÊNCIA VERSUS NÚMERO DE REYNOLDS. ....	100
<b>FIGURA 60 – CURVAS PARA NÚMERO DE POTÊNCIA. ....</b>	<b>101</b>
FIGURA 61 – SISTEMA DE LASER. ....	103
FIGURA 62 – TANQUE DE MISTURA ILUMINADO PELO PLANO DE LASER. ....	104
FIGURA 63 – IMPELIDOR OTIMIZADO EM REGIME LAMINAR. ....	105
FIGURA 64 – IMPELIDOR OTIMIZADO EM REGIME DE TRANSIÇÃO. ....	105
FIGURA 65 – IMPELIDOR OTIMIZADO EM REGIME TURBULENTO – $Re \leq 1.0E+05$ . ....	106
FIGURA 66 – IMPELIDOR OTIMIZADO EM REGIME TURBULENTO – $Re = 1.0E+06$ . ....	107
FIGURA 67 – POTÊNCIA CONSUMIDA DE APROXIMADAMENTE 6 W. ....	108
FIGURA 68 – POTÊNCIA CONSUMIDA DE APROXIMADAMENTE 11 W. ....	108
FIGURA 69 – $C/T=3/5$ . ....	109
FIGURA 70 – COMPARAÇÃO CFD E RESULTADOS EXPERIMENTAIS. ....	109

# LISTA DE TABELAS

TABELA 1 – COMPARAÇÃO ENTRE OS MODELOS $K-\omega$ E $K-\epsilon$ .....	15
TABELA 2 – PARÂMETROS GEOMÉTRICOS DO TANQUE DE MISTURA.....	25
TABELA 3 – REQUERIMENTOS DE POTÊNCIA.....	44
TABELA 4 – VARIÁVEIS DE ENTRADA.....	45
TABELA 5 – NUMERO DE NÓS NA CAMADA LIMITE. ....	65
TABELA 6 – PROPRIEDADES DO MATERIAL.....	93
TABELA 7 – FREQUÊNCIAS NATURAIS.....	98
TABELA 8 – DADOS DO TANQUE DE MISTURA PILOTO. ....	99
<b>TABELA 9 – REDUÇÃO DO NP.</b> .....	<b>102</b>



# NOMENCLATURA

## Letras Latinas.

Símbolo	Descrição	Dimensões	Valor
<i>C</i>	Distância do impelidor do fundo do tanque	L	
<i>D</i>	Diâmetro do impelidor	L	
<i>E</i>	Constante utilizada para localização em modelos de baixo Reynolds	1	9.793
<i>g</i>	Vetor gravidade	$L T^{-2}$	9.81
<i>H</i>	Nível de líquido no tanque de mistura	L	
<i>N</i>	Velocidade de rotação	$T^{-1}$	
<i>k</i>	Energia cinética turbulenta por unidade de massa.	$L^2 T^{-2}$	
<i>N<sub>p</sub></i>	Número de Potência	1	
<i>N<sub>q</sub></i>	Número de Bombeamento	1	
<i>P</i>	Consumo de potência		
<i>P<sub>k</sub></i>	Produção de turbulência por cisalhamento.	$M L^{-1} T^{-3}$	
<i>p, p<sub>stat</sub></i>	Pressão Estática ou Termodinâmica	$M L^{-1} T^{-2}$	
<i>p<sub>ref</sub></i>	Pressão de referência	$M L^{-1} T^{-2}$	
<i>p<sub>tot</sub></i>	Pressão Total	$M L^{-1} T^{-2}$	

$p'$	Flutuação de pressão	$M L^{-1} T^{-2}$	
$Re$	Número de Reynolds	1	
$r$	Vetor de localização - Raio	L	
$S_M$	Termo fonte de quantidade de movimento	$M L^{-2} T^{-2}$	
$S_{ct}$	Número de Schmidt Turbulento, $\mu_t / \Gamma_t$	1	
$T$	Diâmetro do tanque de mistura	L	
$U$	Vetor Velocidade $U_{x,y,z}$	$L T^{-1}$	
$U$	Magnitude de Velocidade (módulo)	$L T^{-1}$	
$u$	Componente de flutuação de velocidade em escoamentos turbulentos	$L T^{-1}$	
$y^+$	$Y_{plus}$	1	

## Letras Gregas.

Símbolo	Descrição	Dimensões	Valor
$C_{\epsilon 1}$	Constante do modelo de turbulência $k-\epsilon$	1	1.44
$C_{\epsilon 2}$	Constante do modelo de turbulência $k-\epsilon$	1	1.92
$C_{\mu}$	Constante do modelo de turbulência $k-\epsilon$	1	0.09
$\epsilon$	Taxa de dissipação de turbulência	$L^2 T^{-3}$	
$\zeta$	Viscosidade Bulk	$M L^{-1} T^{-1}$	
$\kappa$	Constante de Von Karman	1	0.41
$\mu$	Viscosidade Molecular (dinâmica)	$M L^{-1} T^{-1}$	
$\mu_t$	Viscosidade Turbulenta	$M L^{-1} T^{-1}$	

$\mu_{\text{eff}}$	Viscosidade Efetiva, $\mu + \mu_t$	$M L^{-1} T^{-1}$	
$\rho$	Densidade	$M L^{-3}$	
$\sigma_k$	Constante do modelo de turbulência para o transporte de k	1	1.0
$\sigma_\epsilon$	<i>Constante do modelo de turbulência k-<math>\epsilon</math></i>	1	1.3
$\sigma_\omega$	<i>Constante do modelo de turbulência k-<math>\omega</math></i>	1	2
$\tau$	<i>Cisalhamento</i>	$M L^{-1} T^{-2}$	
$\omega$	<i>Velocidade angular</i>	$T^{-1}$	

## Abreviaturas.

---

- CAD**    **Desenho assistido por computador**
- CFD**    **Dinâmica dos fluidos computacional**
- DNS**    **Simulação direta de turbulência**
- LDA**    **“Laser Doppler Anemometer” – Anemômetro Doppler**
- LES**    **“Large Eddy Simulation” – Simulação de grandes escalas**
- MFR**    **“Multiple Frame of Reference” – Sistemas de referência múltipla**
- PIV**    **“Particle Image Velocimetry”**
- RANS**    **“Reynolds Averaged Navier-Stokes” - Equações médias de Reynolds**



# 1 Objetivo.

---

Este trabalho tem como por objetivo desenvolver um impelidor de alta eficiência e baixo consumo energético para suspensão de sólidos em tanques de mistura através da utilização da dinâmica dos fluidos computacional (*CFD*) e otimização multi-objetivo.

## 1.1 Introdução.

Tanques de mistura são intensamente empregados nas indústrias química, petroquímica, farmacêutica, biotecnológica, e de alimentos com os objetivos de melhorar a mistura, promover reação entre produtos ou aumentar a transferência de calor em determinada operação. As misturas devem ser eficientes, precisas e com alta reprodutibilidade a fim de assegurar uma ótima qualidade de produto final. Algumas variáveis de interesse são: tempo de mistura, transferência de massa em sistemas gás-líquido, taxas de cisalhamento locais, distribuição de sólidos, entre outros.

Na indústria química, por exemplo, freqüentemente nos deparamos com o desafio de obter uma mistura ou reação eficiente em um mínimo tempo. Neste caso, um impelidor que produza um escoamento altamente turbulento é necessário para reduzir a segregação e maximizar as taxas de transferência de massa e energia.

Em contrapartida, na indústria bioquímica é freqüentemente necessário suspender microorganismos em biorreatores. Este procedimento deve ser realizado de forma cuidadosa de maneira a não expor os microorganismos às altas taxas de cisalhamento que podem conduzir à destruição das células.

Outra escala “macro” importante nos processos de mistura é o aspecto relacionado como padrão de escoamento gerado pelo impelidor, que afeta expressivamente a suspensão e incorporação de partículas sólidas e distribuição das mesmas dentro dos reatores. Entre outros parâmetros que afetam a mistura sólido-líquido estão: a forma dos sólidos, a distribuição de tamanho das partículas,

a concentração de sólidos, a densidade dos sólidos, a densidade do líquido e sua viscosidade.

A qualidade da distribuição de sólidos em um tanque de mistura também está diretamente relacionada com o tipo de fundo de tanque utilizado (torisférico, chato, semi-esférico, inclinado, etc.). A indústria mineradora é um importante exemplo destes efeitos. Alguns outros exemplos são: o processamento de borracha, processos de cristalização e precipitações, entre outros. A abrasão, a vida útil do equipamento e os sistemas de segurança envolvidos são outros fatores relevantes que devem ser considerados em um projeto de tanques de mistura envolvendo suspensão de sólidos.

Além das propriedades de mistura há também fatores econômicos de grande importância envolvidos, como a minimização do consumo energético para garantir uma boa eficiência de mistura, o custo do impelidor e os materiais a serem utilizados.

Todos os aspectos acima mencionados dependem fortemente do impelidor selecionado e do tipo de tanque utilizado, bem como da velocidade de rotação e das propriedades dos fluidos envolvidos no processo.

A variedade de aplicações e processos de mistura conduziu a um considerável desenvolvimento de diferentes geometrias de impelidores e tanques. Devido à grande quantidade de fatores que interferem no desempenho de impelidor, dificuldades são encontradas ao selecionar qual o tipo de impelidor mais adequado para um processo específico levando-se em consideração apenas os parâmetros anteriormente relacionados.

A aplicação da dinâmica dos fluidos computacional (*CFD*) pode reduzir os custos de desenvolvimento além de servir como apoio em processos de scale-up. Análises com ferramentas de *CFD* provêm um entendimento melhor dos processos conduzindo a rendimentos mais altos, além de reduzir o desperdício de materiais e consumo de tempo.

No presente estudo a junção de ferramentas de *CFD* com otimizadores multi-objetivo mostrou ser uma escolha interessante, oferecendo novas

possibilidades para a melhoria de qualidade de produtos fabricados em tanques de mistura, com minimização dos custos de operação e consumo energético.

Técnicas de simulação numérica provêm grande flexibilidade na investigação dos efeitos gerados por mudanças em parâmetros geométricos. O emprego de tais técnicas para propósitos de otimização é atualmente possível graças ao alto desempenho dos hardwares disponíveis no mercado e aos avanços dos métodos numéricos, incluindo as vantagens de processo paralelo. Os requisitos básicos para que um processo de otimização seja viável estão listados a seguir:

- Necessidades das ferramentas CAD:
  - Possibilidade de geração de geometrias CAD 3D parametrizáveis e processamento em Batch;
- Necessidades do solver de CFD:
  - Solver rápido, robusto e preciso;
  - Utilização de um solver acoplado e resolução do sistema de equações não-lineares através de métodos “multigrid”;
  - Alta eficiência de paralelização;
- Necessidades do software de otimização:
  - Métodos de otimização independentes do cálculo de gradientes ou derivadas;
  - Possibilidade de explorar domínio de possíveis soluções através de superfícies de resposta;
  - Possibilidade de checar se a solução encontrada é robusta (design for 6-sigma);
  - Possibilidade de identificar as fontes de variação e a relação entre as variáveis de entrada e as funções objetivo.

Devido aos fatores acima relacionados o software ANSYS CFX foi escolhido como ferramenta de CFD. O software demonstrou prover resultados altamente precisos, soluções robustas e grande eficiência de paralelização, além de resolver numericamente problemas grandes que exigem recursos computacionais intensivos.

Este solver promove uma grande inter-operacionalidade entre seus módulos de geração de geometria, malha, setup físico e pós-processamento, além da obtenção resultados realistas validados em casos práticos industriais.

O software ANSYS ICEM CFD foi escolhido como módulo de geração de geometria (CAD 3D) e também para o processo de geração de malha devido a sua grande capacidade de aquisição/importação de geometria CAD externa, geração e edição de malhas.

O software ANSYS ICEM CFD apresenta as opções de geração de malhas multi-bloco estruturadas, hexaédricas não estruturadas, tetraédricas e/ou com elementos híbridos. A criação da geometria e malha pode ser altamente automatizada através da geração de scripts que podem ser incorporados dentro do software de otimização modeFRONTIER.

O software modeFRONTIER da empresa Italiana Esteco é um pacote computacional que promove um ambiente de integração de processos e ferramentas de otimização, sendo uma escolha ideal para reduzir os tempos desenvolvimento de produtos.

## **2 Revisão bibliográfica.**

---

Como exemplificado no capítulo anterior o estudo de sistemas de mistura apresenta diversas dificuldades e desafios que vêm sendo cada vez mais bem compreendidos com o passar dos anos por diversos pesquisadores.

O correto entendimento da natureza dos padrões de escoamento gerados e a complexidade apresentada pelas geometrias pelos diversos impelidores, das propriedades físicas dos fluidos e do movimento relativo das pás em relação às chicanas, tornam este estudo trabalhoso.

Este capítulo tem como objetivo mostrar o avanço tecnológico do projeto de sistemas de mistura através das últimas décadas, mostrando que a dinâmica dos fluidos computacional vem sendo cada vez mais utilizada como ferramenta de trabalho para estes sistemas.

### **2.1 Determinação de curvas de potência.**

Diversos de impelidores são usados para produzir agitação e misturar uma fase líquida. Para se misturar um fluido é necessário fornecer energia ao sistema através da rotação de um impelidor. A taxa pela qual a energia é dissipada não depende somente do impelidor utilizado, mas também da sua rotação, das características físicas do fluido, da forma do tanque e de sua localização dentro do último. Conseqüentemente, para caracterizar o comportamento de qualquer impelidor é necessário levar em conta o ambiente no qual ele opera.

White et al [85, 1936], foi um dos primeiros investigadores a mostrar a possibilidade e vantagem de correlacionar o desempenho de impelidores pelo uso da análise dimensional  $\pi$  e através de estudo de modelos. Hixson et al [27, 1937] fizeram mais adiante outras análises teóricas e diversos estudos de experimentação utilizando impelidores variados.

Rushton et al [74, 1950], estudaram o comportamento de diversos impelidores utilizados na indústria química e apresentaram seus resultados em formas de equações empíricas, gráficos e tabelas. Porém, em 1950, poucos eram os impelidores utilizados pela indústria química, não existindo ainda impelidores

de alta eficiência como o Lightnin A320, o impelidor KPC e os impelidores tipo Smith, entre outros.

Nagata [55, 1975] é um dos pesquisadores que mais estudou o consumo de potência em sistemas agitados. Porém os resultados disponíveis apresentam algumas divergências em decorrência das inúmeras variáveis utilizadas e dos dispositivos utilizados para as medidas de potência.

Nagata [55, 1975] utilizou em suas experiências um método simples para determinação de potência e torque. No eixo árvore do impelidor foram colocados extensômetros elétricos que emitem um sinal que posteriormente é amplificado e transformado em valores de torque. Tanto este método quanto a utilização de dinamômetros de torção apresentam certos desvios e imprecisões.

Foust et al [18, 1982] apresentaram um gráfico de Número de Potência em função do Número de Reynolds com oito curvas para várias condições de agitação. Este estudo, porém, não utilizou impelidores normalmente utilizados na indústria química.

Percebe-se que todos os trabalhos citados anteriormente tiveram foco somente no estudo das características de consumo de potência para diversos impelidores, sem estudar os padrões de escoamentos gerados. Esta característica é tida, nos dias de hoje, como um ponto fundamental no projeto de sistemas de mistura.

## **2.2 CFD aplicada a tanques de mistura.**

Aproximações numéricas utilizando a dinâmica dos fluidos computacional são tidas como grandes promessas na área de projetos de sistemas de mistura, porém, o estudo da interação das pás do impelidor em constante movimento com as chicanas estacionárias na parede do tanque pode tornar este estudo mais complexo.

Hockey et al [28, 1989] mostram que o perfil de escoamento gerado pelos impelidores varia com o Número de Reynolds e com características reológicas do fluido. Esta mudança nos perfis indica que impelidores podem apresentar uma

performance pouco satisfatória em certa faixa de operação, fato que será apresentado nesta dissertação.

Dyster et al [13, 1993] apresenta medidas do perfil de velocidade utilizando LDA (Laser Doppler Anemometry) para o impelidor tipo Rushton operando em regime laminar. O estudo de Yianneskis e Whitelaw [94, 1993] mostrou perfis bem completos para este impelidor operando em regime turbulento.

Mishra e Joshi [51, 1993] mostraram que diferentes impelidores radiais desenvolvem perfis de escoamento consideravelmente diferentes.

Kresta e Wood [40, 1993] indicaram que fatores geométricos em impelidores de pás inclinadas têm grande influência na circulação e no bombeamento no tanque de mistura, o que explica o crescente desenvolvimento de impelidores axiais para diversas aplicações.

Os trabalhos citados anteriormente contribuíram para o avanço tecnológico no projeto de sistemas de mistura, porém apresentam certas limitações. Por se tratarem de investigações experimentais que levam em conta um grande número de parâmetros, os resultados não apresentam uma boa compreensão sobre o padrão de escoamento nem sobre a relação consumo de potência e eficiência de mistura.

Harvey e Greaves [24, 1982] apresentaram a primeira descrição detalhada do padrão de escoamento em um tanque agitado. Utilizaram o modelo  $k-\epsilon$  de turbulência, porém assumindo que a turbulência gerada pelo impelidor era insignificante, fato mostrado por Ranade e Joshi [67, 1990] como não verdadeiro.

Todos estes estudos foram realizados utilizando uma representação bidimensional em regime permanente. Estudos mais recentes mostram que alguns padrões de escoamento não podem ser bem descritos com esta simplificação e que o escoamento gerado em tanques de mistura não pode ser bem descrito em regime permanente, uma vez que as pás dos impelidores mudam de posição a cada passo de tempo.

Além disto, a presença de chicanas torna inviável utilizar um único sistema de referência com velocidade igual à rotação dos impelidores. Para minimizar este

problema, muitas aproximações são apresentadas na literatura para tentar simplificar este problema.

Hutchings et al [32, 1989] tentaram modelar o efeito da presença de chicanas em tanques através da utilização de modelos axi-simétricos porém, não conseguiram estudar o efeito transiente da passagem das pás pelas chicanas.

Na tentativa de eliminar algumas destas limitações, Perng e Murthy [64, 1992] utilizaram um modelo para simulações transientes utilizando malhas transientes, ou seja, as paredes do tanque e as chicanas encontram-se estacionárias, enquanto o bloco ao qual o impelidor pertence é deslocado a uma rotação igual à do eixo árvore. Uma grande vantagem desta aproximação é que ela não depende de dados experimentais para descrever a turbulência no tanque, fornecendo perfis de velocidade mais coerentes com o fenômeno físico.

Luo et al [45, 1993] mostraram a importância de refinar a malha na direção radial do impelidor, fato importante e considerado neste estudo.

## 3 Conceitos numéricos.

---

A dinâmica dos fluidos computacional (CFD) é uma ferramenta numérica largamente utilizada para simular o escoamento de fluidos, a transferência de calor, e outros processos físicos relacionados. Este método trabalha resolvendo um sistema de equações diferenciais não lineares em uma região de interesse, com condições de contorno específicas.

As equações que descrevem o escoamento dentro de um tanque de mistura e que devem ser resolvidas compreendem: a equação de conservação de massa (continuidade) e as equações de conservação de quantidade de movimento. As equações de conservação de quantidade de movimento também são conhecidas como equações de *Navier-Stokes*. Estas equações diferenciais parciais foram derivadas no início do século XIX e não fornecem nenhuma solução analítica para tanques de mistura. Assim sendo, devem ser discretizadas e resolvidas numericamente.

Neste capítulo, é exposta uma breve introdução ao modelo de CFD e às ferramentas numéricas empregadas. Posteriormente o acoplamento do modelo de CFD com o processo de otimização numérica é discutido.

### 3.1 Equações governantes.

Consistem no conjunto de equações diferenciais que compreendem as equações de *Navier-Stokes* e a equação de conservação de massa em sua forma conservativa, representadas pelas equações abaixo:

#### Equação da Continuidade – Conservação de Massa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad \text{Eq. 1}$$

#### Conservação de Quantidade de Movimento – Navier-Stokes

$$\frac{\partial (\rho U)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + S_m \quad \text{Eq. 2}$$

Onde o tensor tensão,  $\tau$ , é relacionado à taxa de cisalhamento por:

$$\tau = \mu \left( \nabla U + (\nabla U)^T - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot U \right) \quad \text{Eq. 3}$$

Para escoamentos em sistemas de referência não estacionários girando a uma velocidade angular constante, é necessária a adição de termos fontes adicionais de quantidade de movimento referentes aos efeitos da força de *Coriolis* e da força centrífuga:

$$S_{M,rot} = S_{Cor} + S_{efg} \quad \text{Eq. 4}$$

$$S_{Cor} = -2\rho\omega \times U \quad \text{Eq. 5}$$

$$S_{efg} = -\rho\omega \times (\omega \times r) \quad \text{Eq. 6}$$

Onde  $r$  é o vetor de localização (raio) em relação ao sistema de referência estacionário.

### 3.2 O modelo “Alternate Rotation Model”.

O modelo “Alternate Rotation Model” é um modelo que altera os termos advectivos nas equações de conservação de quantidade de movimento. Em vez de resolver as equações de quantidade de movimento utilizando o sistema de referência rotativo, o solver resolve o escoamento e o campo de velocidades no sistema de referência estacionário.

Por “*default*” os softwares comerciais resolvem o termo advectivo na equação de conservação de quantidade de movimento através do uso da velocidade no sistema de referência rotativo:

$$\frac{\partial(\rho U)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = -\nabla \cdot \left( -p\delta + \mu(\nabla U + (\nabla U)^T) \right) - 2\rho\omega \times U - p\omega \times (\omega \times r) \quad \text{Eq. 7}$$

O modelo “*Alternate Rotation Model*” modifica o termo advectivo utilizando a velocidade no sistema de referência estacionário,  $U_{abs}$ , ao invés da velocidade no sistema de referência rotativo,  $U$ . Esta modificação de variáveis requer uma modificação adicional no termo fonte, referente às forças de Coriolis. A forma final da equação de conservação de quantidade de movimento pode então ser descrita pela Eq. 8:

$$\frac{\partial(\rho U)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U_{abs}) = -\nabla \cdot \left( -p\delta + \mu(\nabla U + (\nabla U)^T) \right) - 2\rho\omega \times U - p\omega \times (\omega \times r) \quad \text{Eq. 8}$$

A vantagem principal deste modelo é verificada quando a velocidade absoluta no sistema de referência estacionário é praticamente uma constante, mas a velocidade no sistema de referência rotativo apresenta um componente tangencial (*swirl*). Neste caso, a utilização da velocidade no sistema de referência rotacional gera maiores erros numéricos, enquanto que utilizar a velocidade no sistema de referência estacionário gera menores erros numéricos.

O modelo “*Alternate Rotation Model*” possibilita uma redução no erro numérico quando o escoamento é essencialmente constante e paralelo ao eixo de rotação. Por exemplo, o escoamento de um ventilador ou um propulsor é quase constante no sistema de referência estacionário, mas altamente tangencial no sistema de referência rotacional. Em localidades afastadas do eixo de rotação

(raio muito grande), erros pequenos nos termos advectivos podem introduzir erros grandes para o escoamento computado no sistema de referência estacionário.

Quando o modelo “*Alternate Rotation Model*” é usado para esta situação, os erros numéricos são reduzidos, pois a velocidade no sistema de referência estacionário é praticamente constante. De fato, o erro numérico se aproxima a zero quando o escoamento no sistema de referência estacionário se torna constante e axial, independentemente de sua localização radial e da velocidade de rotação.

### **3.3 O modelo “frozen rotor model”.**

Esta abordagem prediz o escoamento em regime permanente de um sistema rotor / estator, onde o escoamento no rotor é resolvido em um sistema de referência estacionário, e o escoamento no estator é resolvido em um sistema de referência rotacional.

Os dois sistemas de referência são conectados de modo que sempre haja, ao longo do cálculo, uma posição relativa fixa (região de raio constante) que possibilite a movimentação da malha sobre uma interface deslizante (*Sliding Grid*).

A grande vantagem desta abordagem é que uma solução do escoamento no sistema de referência estacionário é obtida para múltiplos sistemas de referências, levando em conta a interação entre os blocos estáticos e rotacionais.

Neste estudo uma periodicidade de 1/3 (120 graus), foi usada para reduzir o número de componentes com conseqüente redução do número de nós e do tempo computacional requerido.

O modelo “*Frozen Rotor*” tem a grande vantagem de ser robusto e usar menos recursos computacionais que os outros modelos de múltiplas referências. Um das desvantagens deste modelo é sua sensibilidade em sistemas onde o rotor e o estator estão próximos, como no exemplo de compressores.

### **3.4 Modelagem da turbulência.**

Para modelar o tensor de *Reynolds*, vários modelos de turbulência estão disponíveis, desde sistemas algébricos simples de zero - equação, modelos de

transporte de duas equações até modelos complexos onde todo tensor de *Reynolds* é calculado.

A modelagem da turbulência é um dos assuntos importantes nas atividades de pesquisa dentro do campo da dinâmica dos fluidos e provavelmente continuarão sendo alvo de pesquisas durante os próximos anos.

Alguns dos modelos populares e mais utilizados mundialmente continuam sendo os modelos de zero-equação de *Baldwin–Lomax* e o modelo de transporte de duas equações  $k-\epsilon$ , mesmo apresentando problemas na predição correta do “stall” em aerofólios e pás de impelidores.

Nos últimos anos, modelos refinados de uma e duas equações foram desenvolvidos a fim de simular corretamente classes de escoamentos específicos. Em particular, o modelo de duas equações  $k-\omega$  (SST) desenvolvido pelo alemão *Florian Menter* [50, 2004], vem mostrando sua excelente capacidade em simular corretamente o escoamento em aerofólios, mesmo com a presença de um descolamento da camada limite. Atualmente este modelo vem sendo empregado largamente em simulações de CFD.

Como alternativa aos modelos de média de *Reynolds* (*RANS – Reynolds Average Navier Stokes*), metodologias utilizando a simulação de grandes escalas (*LES – Large Eddy Simulation*) vêm sendo exploradas nos últimos anos. Embora simulações LES representem mais adequadamente a separação física dos vórtices, estes modelos continuam com sua aplicação limitada a *Reynolds* laminar.

Como os modelos RANS apresentam resultados não muito condizentes com a realidade física na existência de uma separação massiva da camada limite mesmo quando utilizadas simulações transientes (*URANS – Unsteady Reynolds Average Navier Stokes*), e os modelos de grades escalas (LES) têm sua faixa de aplicação limitadas, foram desenvolvidos modelos híbridos LES/RANS como o DES (*Detached Eddy Simulation*) que representam um compromisso atrativo entre custo computacional e precisão numérica.

Dessa forma, os modelos híbridos combinam a tecnologia de RANS, que apresenta excelente resultados para a camada limite, com o poder e precisão dos

modelos LES nas regiões separadas. Os modelos RANS são utilizados nas regiões próximas às paredes enquanto os modelos LES são utilizados nas regiões mais distantes das paredes e com alta vorticidade, reduzindo consideravelmente o tempo computacional quando comparado com simulações puramente LES.

### 3.5 O modelo “shear stress transport” (SST).

O modelo SST presente no software ANSYS CFX foi escolhido como o modelo de turbulência a ser utilizado no presente estudo por combinar as vantagens dos modelos k-ε e k-ω, assegurando a relação entre tensão turbulenta e energia cinética turbulenta (SST) e também permitindo uma predição mais exata e robusta em problemas com separação ou descolamento da camada limite.

É notório que um cálculo preciso da separação da camada de limite é importante para a obtenção das perdas de pressão em difusores, das condições de “stall” em aerofólios e asas de aviões e das características de desempenho de componentes de turbo máquinas.

Na literatura é bastante divulgado que os modelos de turbulência de duas equações *Standard* erroneamente predizem que não existe separação da camada limite, mesmo na presença de altos gradientes de pressão adversos. Por outro lado, o modelo SST é um modelo de duas equações mais preciso que consegue capturar corretamente estes tipos de separação.

As Eq. 9 e Eq. 10 são respectivamente as equações de transporte de energia cinética turbulenta e frequência turbulenta utilizadas no modelo SST:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{U}_j k)}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\tilde{\sigma}_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad \text{Eq. 9}$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{U}_j \omega)}{\partial x_j} = \tilde{\alpha} \frac{\omega}{k} P_k - \tilde{\beta} \rho \omega^2 + (1 - F_1) \rho \frac{2}{\sigma_\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\tilde{\sigma}_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad \text{Eq. 10}$$

Modelo	k- $\omega$	k- $\epsilon$
Subcamada Limite	Robusto Simples Preciso	Rígido Pouco preciso Complexo
Log. Layer	Preciso	Escalas de comprimento dos vórtices muito grande.
Região de esteira	Efeitos de transporte são negligenciados	Efeitos de transporte são negligenciados
Extremidade da Camada Limite	Sensível à turbulência da região fora da camada limite	Bem definido

Tabela 1 – Comparação entre os modelos k- $\omega$  e k- $\epsilon$

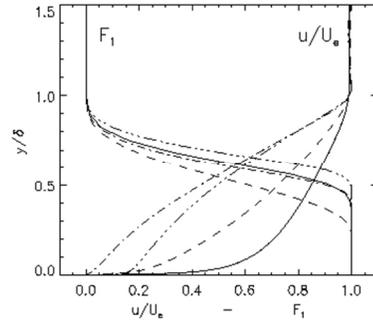


Figura 1 – Função de ajuste (“Blend function”) utilizada pelo modelo SST.

Muitos efeitos complexos não podem ser estimados corretamente usando os modelos padrões de duas equações, inclusive o modelo SST. É necessário então incluir modelos auxiliares extras (chamados submodelos) na formulação ou então escolher modelos mais complexos. Como isto freqüentemente acontece, a extensão de um modelo existente através de submodelos normalmente é mais promissora do que o uso de modelos mais complexos como “Reynolds Stress”, LES ou modelos DES.

Os modelos de duas equações aumentam a turbulência em escoamentos ao redor de superfícies aerodinâmicas com curvatura côncava, resultando em uma superestimativa da transferência de calor e do cisalhamento nas paredes.

Por outro lado, formas aerodinâmicas com curvatura convexa conduzem a uma subestimativa da turbulência, reduzindo os valores de cisalhamento e da transferência de calor nas paredes. Para escoamentos livres este fenômeno também ocorre quando existe uma alta curvatura das linhas de corrente ou grande taxa de desprendimento de vórtices, podendo reduzir o nível de turbulência até a laminarização do escoamento.

Considerando que a turbulência é fortemente afetada pelo “swirl”, pela forma aerodinâmica e pela curvatura da linha de corrente, e que estes efeitos não são considerados automaticamente nos modelos de duas equações, termos fontes adicionais devem ser inseridos nas equações de transporte.

Assim, o modelo SST com correção de curvatura (Spalart & Shur, 1997 – citado por Menter [50, 2004]) foi escolhido por estimar mais corretamente os efeitos de descolamento de camada limite e os efeitos de curvatura.

### **3.6 Modelo de transição laminar-turbulento.**

Na maioria das simulações de escoamento ao redor das pás de um impelidor se assume que a camada limite é completamente turbulenta em todas as regiões do domínio.

Porém, recentes resultados experimentais e de simulações computacionais indicam que o tratamento correto seria calcular a transição do escoamento entre laminar e turbulento, principalmente durante os processos de “*stall*” e “*post-stall*”.

Há pelo menos duas formas diferentes de transição. Se o escoamento que incide no aerofólio é em grande parte laminar, somente os efeitos de transição natural serão encontrados.

Considerando que o escoamento que incide no aerofólio é altamente turbulento ou flui sobre superfícies ásperas, o fenômeno de transição é conhecido como “*bypass transition*”. Este efeito se resume a uma aceleração do processo de transição.

Para prever o processo de transição natural, podem ser utilizados vários métodos de engenharia baseados na análise da estabilidade linear. Estes métodos empíricos, como o que utiliza o critério de Michel, são baseados na solução das equações de *Orr-Sommerfeld* e no método de banco de dados  $\epsilon_n$  de *Stockand Degenhart*.

A princípio, uma predição do processo de transição pode ser realizada através da resolução das equações RANS juntamente com as de *Orr-Sommerfeld*. Porém, este processo demonstrou ser de difícil implementação e não muito robusto. Conseqüentemente, a maioria dos esforços foi dirigida para o uso de métodos de integração da camada limite a fim de obter os parâmetros integrais de camada limite, como a densidade de quantidade de movimento e os parâmetros de forma.

Estes parâmetros são então introduzidos ao modelo de transição. Já para o processo de transição de “*bypass*”, somente métodos empíricos baseados em dados experimentais são disponíveis atualmente.

### **3.7 Refino da malha nas regiões próximas as paredes.**

Em regimes turbulentos não existe o interesse em resolver o perfil completo de velocidade dentro da camada limite. Nestes casos, o ANSYS CFX utiliza funções de parede nas regiões próximas à parede (subcamada limite e *Log Layer*) para calcular o perfil de velocidades analiticamente.

Embora funções de parede sejam extremamente úteis na redução do tempo computacional despedido, há uma limitação de sua aplicação às situações nas quais o modelo é válido.

Um tratamento correto e preciso para as funções de parede se faz necessário para o cálculo do perfil de velocidades na camada limite e para o cálculo de simulações envolvendo transferência de calor.

O software ANSYS CFX combina as vantagens dos modelos de baixo Reynolds e das funções de parede *Standard*, gerando soluções independentes do refino de malha próximo à parede.

O parâmetro  $y^+$  (*Yplus*) é uma variável adimensional baseada na distância da parede ao primeiro nó dentro da camada limite. O uso de uma função de parede escalonável “*Scalable Wall Function*”, presente no ANSYS CFX removeu problemas associados a valores demasiadamente pequenos de  $y^+$  (valores menores que 11.064).

### **3.8 Conceitos básicos de aerodinâmica.**

Atualmente existem fatores complicadores para calcular com precisão a sustentação e o arrasto aerodinâmico de um aerofólio, especialmente nos casos com ângulos de ataque altos, superando o limite de “*Stall*” do mesmo. Nestes casos a predição da sustentação e principalmente do arrasto pode conter erros na ordem de 10 a 15%.

Dessa forma as características de um aerofólio ainda devem ser determinadas em túneis de vento, considerando a suposição de que, na prática, deve apresentar o mesmo comportamento.

Esta seção apresenta as características bidimensionais de seções de aerofólios, envolvendo ângulo de ataque, sustentação, arraste e corda. A Figura 2 introduz o conceito de corda, máxima espessura e cambagem de um perfil; a linha de cambagem é a linha eqüidistante entre a seção superior e inferior do aerofólio.

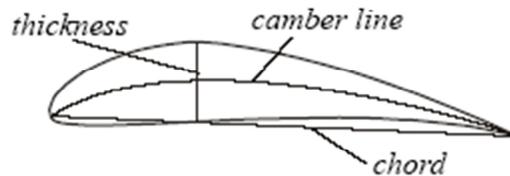


Figura 2– Definições geométricas de um aerofólio.

O ângulo de ataque é definido como o ângulo geométrico entre as linhas de corrente de um escoamento não perturbado e a corda do perfil, o que pode ser visualizado através da Figura 3.

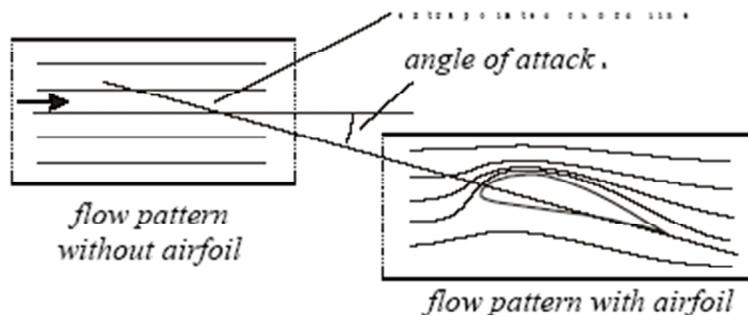


Figura 3 – Ângulo de ataque.

A força de sustentação é a força na direção perpendicular à direção do escoamento não perturbado, definido como o escoamento sem a presença do perfil.

Esta definição bidimensional do ângulo de ataque é conveniente na prática. Em um túnel de vento, o ângulo entre o túnel e a corda do perfil quase se iguala ao ângulo bidimensional de ataque, praticamente não sendo requeridas correções para a distribuição de pressão nas paredes do túnel de vento.

Para as situações tridimensionais instáveis que realmente acontecem na prática, estas definições se referem à soma vetorial entre a velocidade das linhas de corrente do escoamento não perturbado e as velocidades de indução nas condições de *Prandtl*.

A força de sustentação pode então ser descrita teoricamente como a força exercida pelo escoamento de um fluido, dado que o escoamento seja perpendicular ao vetor *vorticidade*. A vorticidade é definida como  $\omega = \nabla \times v$ . A vorticidade total ou circulação  $\Gamma$  em uma superfície S é a integral de superfície da vorticidade em S:

$$\Gamma = \iint_S \omega \cdot \partial S = \oint_C v \cdot \partial C \quad \text{Eq. 11}$$

Equivalentemente, a integral de superfície S segue os mesmos princípios da integral ao longo da curva fechada C através do teorema de Stokes, considerando que a vorticidade é uma propriedade de um elemento infinitesimal de fluido, enquanto a circulação é uma propriedade integrante.

O significado físico de circulação fica claro quando uma linha (conseqüentemente uma situação bidimensional) de vorticidade  $\omega$  constante é considerada em um círculo C de raio r constante perpendicular à linha de centro do círculo. Integrando-se a vorticidade conforme a Eq. 11, obtemos a seguinte expressão:  $v = \Gamma / 2\pi r$ .

A força de sustentação por unidade de comprimento pode então ser correlacionada com a circulação e com a velocidade do escoamento não perturbado através da teoria de *Joukowski*:

$$L = \rho v \times \Gamma \quad \text{Eq. 12}$$

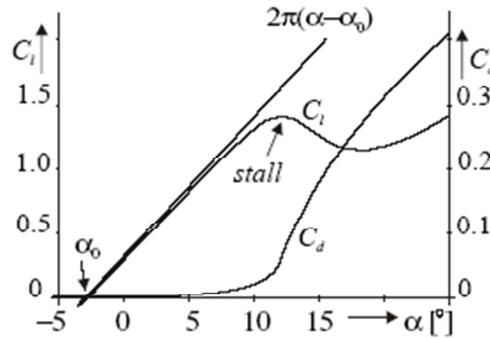


Figura 4 – Características de um aerofólio.

A hipótese de *Joukowski* implica que a circulação ao redor de um aerofólio quando submetido a pequenos ângulos de ataque é diretamente proporcional a estes ângulos. Assim, não são consideradas as separações da camada limite nem a presença de bolhas de descolamento.

A presença da cambagem em aerofólios apresenta uma melhor relação entre a sustentação e o arrasto aerodinâmico. A presença desta cambagem também causa um deslocamento da linha de sustentação para cima.

A sustentação e o arrasto aerodinâmico por unidade de comprimento são convencionalmente determinados como quantidades adimensionais normalizadas pelo produto de pressão dinâmica e a corda “ $c$ ” do aerofólio. Os coeficientes de sustentação e de arrasto aerodinâmico são definidos respectivamente por:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v^2 c} = 2\pi(\alpha - \alpha_0) \quad \text{Eq. 13}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho v^2 c} \quad \text{Eq. 14}$$

A Eq. 13 e a Eq. 14 apresentam respectivamente a forma geral das expressões para os coeficientes de sustentação e arrasto para aerofólios de

pequena espessura e a baixos ângulos de ataque. Na prática a rampa  $\partial C_l / \partial \alpha$  é aproximadamente igual ao valor 5,7 ao invés do valor teórico obtido por *Joukowski* de  $2\pi$ .

Uma relação típica para os coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque é apresentada na Figura 4. Nesta figura pode ser visto que, na prática, a curva de sustentação tem uma taxa de crescimento constante até ângulos de ataque de aproximadamente 10 graus, onde a partir deste valor não existe mais uma correlação direta entre os valores teóricos e práticos.

A razão disto é que o escoamento no lado de sucção do aerofólio não alcança mais o bordo de fuga (extremidade final do aerofólio). O escoamento se torna instável a certa distância da extremidade causando uma reversão do escoamento e separação da camada limite. Estes efeitos causam uma perda de sustentação e um aumento súbito do arraste, fenômeno conhecido por “*Stall*”.

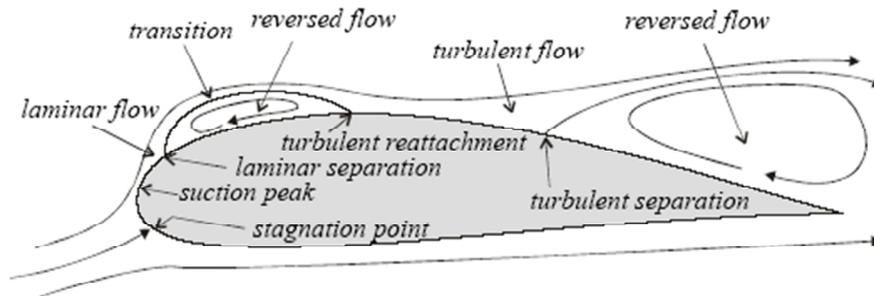
A explicação para uma situação bidimensional é que o crescente ângulo de ataque aumenta a circulação e o pico de sucção perto do bordo de ataque se torna menor.

Isto significa que a velocidade fora da camada limite perto do pico de sucção torna-se alta. Este pico é deslocado para perto do ponto de estagnação (onde a espessura da camada limite é pequena), aumentando o gradiente de velocidade e as forças de tensão viscosas.

As forças viscosas convertem em calor a energia cinética do escoamento dentro da camada limite. Quando o escoamento passa o pico de sucção, quatro quantidades / efeitos determinam se o mesmo alcançará o bordo de fuga ou se haverá descolamento da camada limite: primeiro, a existência de forças inerciais (energia cinética); segundo, o gradiente de tensões em cima da superfície; terceiro, a direção do gradiente de pressão adverso que desacelera o escoamento; e quarto, a quantidade de movimento que será transferida do escoamento principal pelas tensões viscosa e turbulenta para dentro da camada limite.

As perdas de energia cinética podem ser determinadas através da integral da tensão de cisalhamento desde o ponto de estagnação até o bordo de fuga. Com o aumento do ângulo de ataque, o pico de sucção se aproxima do bordo de ataque, aumentando a curvatura do escoamento.

Quanto mais o pico de sucção se aproxima do bordo de ataque, mais energia cinética é perdida por cisalhamento. A partir de certo ângulo de ataque, o escoamento não alcança mais o bordo de fuga, tornando-se instável. Matematicamente isto significa que o gradiente de velocidade normal à parede é igual à zero, sendo esta posição conhecida como linha de separação.



**Figura 5 – Representação qualitativa dos tipos de separação.**

A ocorrência de duas linhas de separação é possível na prática - Figura 5. O gradiente de pressão acelera o fluido à jusante da linha de separação na direção do pico de sucção, causando uma inversão do escoamento.

Podem ser distinguidos três tipos de separação. Dois deles dizem respeito aos escoamentos bidimensionais e o terceiro aos casos de pás rotatórias. Os casos bidimensionais são: a separação de bordo de ataque e separação de bordo de fuga. Nos casos de pás rotatórias ainda existe uma separação devido às forças centrípetas.

Os tipos de separação de bordo de ataque têm dois tipos de aparecimento: a separação de bolha longa e a separação de bolha pequena. A de bolha longa e

seu posterior recolamento a jusante é um tipo de separação laminar que gera uma diminuição gradual da rampa de sustentação.

Esta bolha cresce gradualmente com o ângulo de ataque estendendo-se cada vez mais para perto do bordo de fuga. Este fenômeno acontece normalmente em aerofólios delgados e em escoamentos com baixo número de Reynolds.

Em escoamentos com números de *Reynolds* maiores esta separação tem menos efeito, embora o mecanismo físico permaneça o mesmo: separação laminar e recolamento turbulento imediato dentro do primeiro 1% da corda. Não é esperado que este tipo de separação seja significante em impelidores.

Uma pequena bolha de descolamento pode ser formada na extremidade principal (bordo de ataque), sendo rapidamente recolada. Após certo ângulo de ataque existe um crescimento repentino do tamanho da bolha de separação causando uma queda brusca no coeficiente de ataque e um aumento no arrasto aerodinâmico.

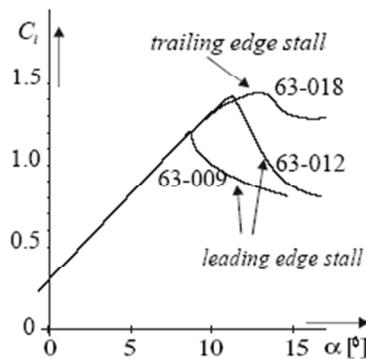


Figura 6 – Tipos diferentes de “Stall”.

Este fenômeno acontece em seções de aerofólios delgados com alto arredondamento na parte frontal, por exemplo, o NACA 63-009 - Figura 6. Como os perfis utilizados em impelidores normalmente são mais espessos, eles provavelmente não sofrerão este tipo abrupto de separação.

O tipo de separação de bordo de fuga é um tipo gradual de separação que começa na extremidade do perfil e avança com o crescimento do ângulo de ataque. Acontece em perfis espessos, com alta cambagem e com a presença de

um bordo de ataque arredondado. Estes tipos de perfis apresentam um pico de sucção mais à montante, tornando o bordo de fuga o local preferencial para a ocorrência de um descolamento.

A escolha de perfis com descolamento de bordo de fuga é bastante recomendada para projetos de impelidores, pois garantem uma queda do coeficiente de sustentação suave mesmo a ângulos de ataque grandes.

## 4 Parametrização.

---

Neste capítulo são discutidas as parametrizações do tanque de mistura, do impelidor e da seção do aerofólio / *hydrofoil*.

Os parâmetros aerodinâmicos das seções dos aerofólios escolhidos também estão presentes a fim de definir algumas características importantes como sustentação e arraste aerodinâmico.

### 4.1 Parametrização do tanque de mistura.

O tanque de mistura utilizado consiste em um tanque cilíndrico de diâmetro  $T$  e nível de líquido  $H$ . A distância entre o impelidor e o fundo do tanque ( $C$ ) é constante e igual a  $H/4$ . Os parâmetros geométricos e suas dimensões são resumidos na Tabela 2.

O fundo é toro-esférico do tipo 100-6, ou seja, apresenta um raio de curvatura igual ao diâmetro do tanque e um raio de junção com a seção cilíndrica igual a 6% do diâmetro do tanque. O eixo de rotação do impelidor é concêntrico ao eixo do tanque de mistura.

O fluido utilizado nas simulações é a água (fluido *Newtoniano*), a 25°C, com densidade igual  $\rho = 997.0 \text{ kg/m}^3$  e viscosidade  $\mu = 0.8899 \text{ cP}$ .

Parâmetro	Valor
Diâmetro do Tanque	1m
Nível de líquido	1m
Distância do impelidor ao fundo do tanque	0.33m

Tabela 2 – Parâmetros Geométricos do Tanque de Mistura.

## 4.2 Parametrização do impelidor.

O processo de otimização de impelidores requer uma representação geométrica suficientemente flexível para abranger um número razoável de possíveis impelidores. Deve ser suficientemente compacto para permitir um armazenamento eficiente de dados e utilizar o menor número de variáveis possível de forma a minimizar o tempo de otimização.

Mudanças na eficiência do impelidor são produzidas por um grande número de fatores como ângulo de ataque, tipo de perfil utilizado e geometria do *Hub*. Ajustes nos ângulos ou na largura da pá influenciam notavelmente a eficiência de um impelidor.

Pequenas larguras de pás e menores ângulos de pás garantem um bom desempenho em relação à resistência de escoamento (baixo torque), porém geram um pequeno bombeando, enquanto larguras grandes e maiores ângulos de pás têm o efeito oposto.

O melhor ângulo para as pás é observado quando o impelidor atua como uma asa que produz mais sustentação que arraste. Este ângulo é de aproximadamente 45 graus na prática. Porém, devido à forma do impelidor, somente parte do mesmo opera de fato em condições máximas de eficiência.

A região mais distante do eixo do impelidor produz maior bombeando devido a uma maior velocidade. Para efeito de nomenclatura chamaremos essa região de extremidade do impelidor. Baseando-se neste fato, o projeto do impelidor deve garantir que a pá esteja posicionada em um ângulo que proporcione melhor eficiência em sua extremidade.

Os impelidores de alta eficiência são similares às seções de asas de baixo arrasto (aerofólios), e precisam de ajustes para operar em ângulos de ataques ótimos. Para o caso de um impelidor com ângulo de pá constante e igual a 45 graus, são encontrados valores altos de ângulos de ataque em velocidades de rotação elevadas. Assim, é necessário um ajuste correto desta angulação a fim de minimizar o torque e aumentar a eficiência de bombeamento.

Fatores adicionais que devem ser levados em consideração são o número e a forma das pás utilizadas. Aumentando a razão de aspecto das pás (relação entre largura e comprimento da pá) diminui-se o arrasto aerodinâmico e conseqüentemente o torque é diminuído. Porém, o bombeamento produzido é diretamente proporcional à área da pá. Dessa forma, o uso de pás com razão de aspecto grande pode conduzir à necessidade de um diâmetro de impelidor inviável.

O uso de um número menor de pás por sua vez reduz os efeitos de interferência cruzada, porém há a necessidade de aumento da área das mesmas. Aumentando o número de pás a quantidade de trabalho exigido em cada pá separadamente é reduzida.

### **4.3 Parametrização das pás do impelidor.**

Uma representação esquemática da configuração / parametrização do impelidor é mostrada na Figura 7. O impelidor em estudo consiste em um conjunto de três pás projetadas através de sete parâmetros construtivos: Relação do diâmetro impelidor com o diâmetro do tanque de mistura ( $D/T$ ), corda do perfil utilizado na raiz (região próxima ao eixo), corda do perfil utilizado na extremidade do impelidor, ângulo do perfil em relação ao eixo de rotação na raiz, ângulo do perfil em relação ao eixo de rotação na extremidade do impelidor, perfil aerodinâmico utilizado na raiz e perfil aerodinâmico utilizado na extremidade do impelidor.

Este conjunto de parâmetros possibilita o projeto de um impelidor de alta eficiência para suspensão de sólidos em tanques agitados, além de reduzir o consumo energético.

O impelidor a ser projetado através de otimização multi-objetivo e dinâmica dos fluidos computacional tem como grande vantagem a possibilidade de utilizar ângulos distintos entre a raiz e a extremidade do impelidor. Estes ângulos permitem a otimização eficiente de impelidores de bombeamento axial.

Previamente a este estudo somente impelidores com ângulos constantes eram utilizados.

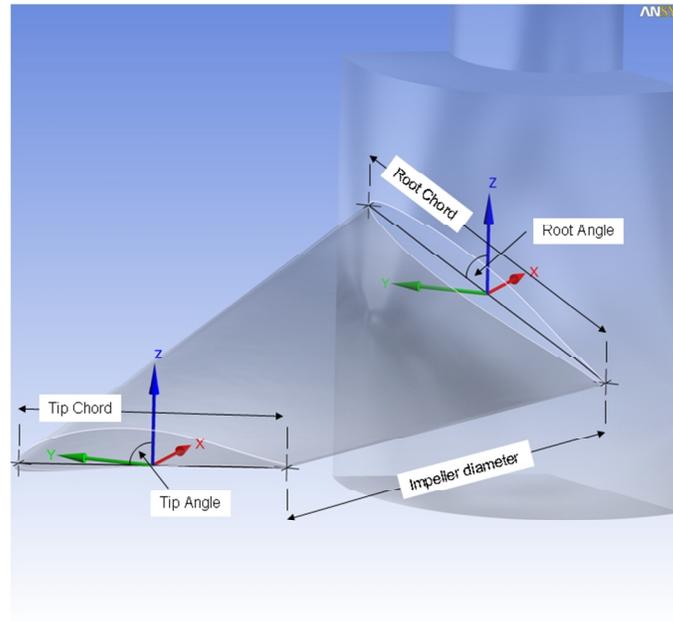


Figura 7 – Parametrização geométrica dos impelidores.

#### 4.4 “Hydrofoils” utilizados nas pás do impelidor.

Um perfil aerodinâmico (aerofólio ou *hydrofoil*), pode ser visto como o corte transversal de uma asa. Estes perfis podem ser utilizados para gerar sustentação positiva (como em uma asa de um avião), sustentação negativa (como no caso de um aerofólio de um carro de Fórmula 1), ou até mesmo para transferir energia mecânica para um fluido (como no caso de ventiladores e compressores).

A força de sustentação é gerada por um gradiente de pressão entre a superfície superior (sucção) e a superfície inferior (pressão) do impelidor. Este gradiente de pressão e o tamanho de pá do impelidor são responsáveis pelo bombeamento do fluido.

Perfis para baixo número de *Reynolds* têm como forma característica sua extremidade principal arredondada (bordo de ataque) seguida por uma extremidade fina comumente chamada de bordo de fuga, e freqüentemente com curvatura ou cambagem.

Nas seções seguintes são discutidas as características destes *hydrofoils* / aerofólios e os critérios adotados para a seleção dos mesmos no projeto e otimização do impelidor.

#### **4.5 Aerofólios para baixo número de Reynolds.**

Uma grande fonte de geometrias de aerofólios para baixo número de Reynolds e seus respectivos dados de desempenho podem ser obtidos através das publicações de Selig et al. [77, 1995], “Urbana-Champaign (UIUC)”, na Universidade de Illinois. As publicações do SoarTech distribuem compêndios de coordenadas de aerofólios do UIUC, sendo o projeto mais recente o desenvolvido por Lyon et al. [46, 1997].

Um exemplo do trabalho executado pela UIUC tentando resolver o problema de desenvolvimento de novos aerofólios para turbinas de vento foi publicado por Giguère e Selig [18, 1996]. Faz parte deste desenvolvimento o conhecido conjunto de aerofólios da série SG604x.

Uma grande característica destes aerofólios é a excelente relação entre sustentação e arrasto aerodinâmicos para baixos números de *Reynolds*. Nestes trabalhos foram apresentadas as “*Drag Polar*” para a faixa de *Reynolds* entre 100.000 e 500.000. Estes dados obtidos experimentalmente apresentam o conjunto de coordenadas x-y para uma série de quatro aerofólios.

Muito embora seja reconhecido que aerofólios de espessura finita têm maior eficiência do que chapas delgadas curvadas para um faixa extensa de ângulos de ataque e números de *Reynolds*, Laitone mostrou que uma chapa delgada com 5% de curvatura também apresenta uma excelente relação entre sustentação e arrasto quando o número de *Reynolds* foi reduzido para valores menores que  $7 \times 10^4$ .

Uma filosofia de projeto contrastante foi comprovada por Sato e Sunada, que mostraram que o arredondamento do bordo de fuga em perfis de espessura finita pode prevenir a formação prematura de bolhas de separação. Este trabalho comprova que a utilização somente de perfis projetados através de diferentes

cambags não é tão eficiente quanto à utilização de perfis com espessura finita e arredondamento tanto do bordo de ataque quanto do bordo de fuga.

#### **4.6 Utilização de aerofólios em pás rotativas.**

A maioria dos trabalhos experimentais publicados para asas rotativas é voltada para rotores de helicóptero, sendo seu modo de operação semelhante ao modo de operação de impelidores em tanques agitados: a esteira gerada pela rotação do impelidor ou hélice é coaxial aos vórtices helicoidais que se deslocam a jusante das pás.

Dados experimentais interessantes para rotores de helicóptero foram providos por Caradonna e Tung (1981) e Branum e Tung (1997). Este último apresenta descrições detalhadas da geometria do rotor e da distribuição de pressão na superfície do mesmo.

Estes estudos são valiosos na validação de códigos de predição de escoamento e torque para asas rotativas devido à escassez de informações semelhantes.

Outros possíveis dados para validação também foram fornecidos por Wolfe e Ochs (1997). Sua publicação realizou uma comparação entre dados de CFD obtidos por softwares comerciais e testes de túnel de vento de duas seções de aerofólios. Foram publicados os valores do coeficiente de pressão ( $C_p$ ) versus posição na corda para os perfis S809 e NACA0012 em distintos ângulos de ataque, com número de Reynolds variando entre  $1 \times 10^6$  a  $5 \times 10^6$ .

Outros exemplos de técnicas para resolver numericamente as equações completas de *Navier-Stokes* foram descritos por Hsiao e Pauley (1999) para propulsores marinhos e por Xu e Sankar (2000) para turbinas de vento.

Conlisk (1997) publicou recentemente uma revisão para desempenho aerodinâmico de rotores de helicóptero, servindo também como uma introdução geral à aerodinâmica de asas rotativas.

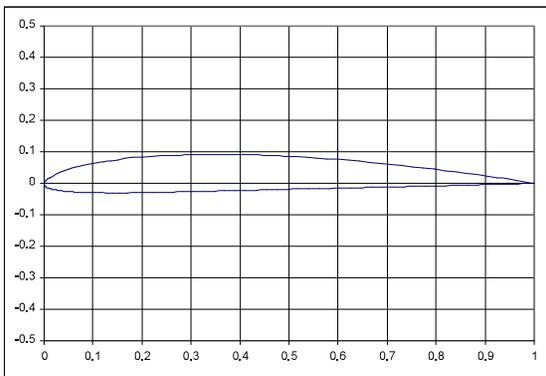
## 4.7 Seleção dos “hydrofoils” a serem utilizados.

As premissas adotadas para a seleção dos aerofólios / *hydrofoils* neste estudo foram: presença de um alto coeficiente de sustentação em baixos ângulos de ataque (alto  $C_{lmax}$ ), características de “stall” suave (“Stall” de bordo de fuga), coeficientes de momento relativamente baixos, coeficiente de arrasto aerodinâmico suficientemente baixo, maior facilidade de construção e boa operação em baixos números de Reynolds.

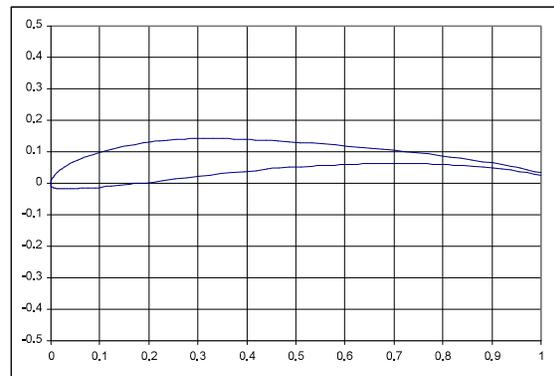
Considerando os fatores citados acima, foram selecionados dezessete possíveis aerofólios para serem utilizados na raiz e na extremidade do impelidor. Os arquivos de coordenadas x-y foram obtidos no banco de dados “NASG Airfoil Database” (<http://www.nasg.com/afdb/search-airfoil-e.phtml>). A NASG (Nihon University Aero Student Group) é um grupo de estudos da faculdade de ciência e tecnologia da universidade de Nihon no Japão.

Abaixo estão apresentados os dezessete perfis selecionados:

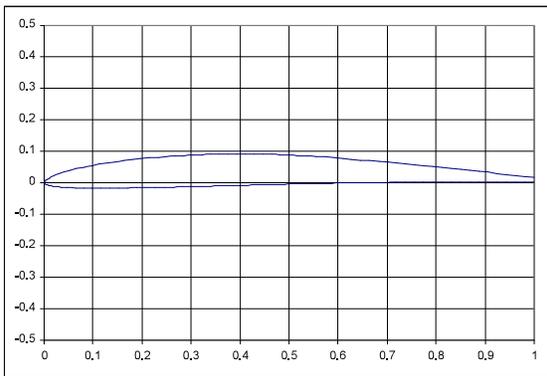
CLARK Y



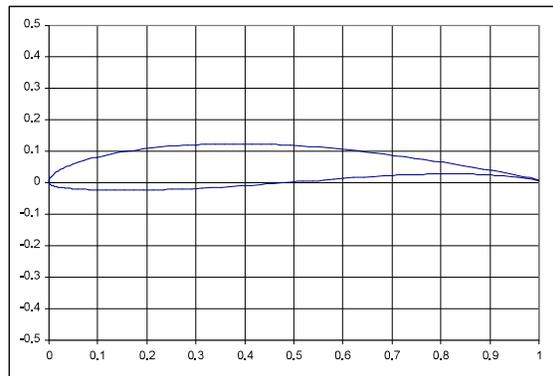
Selig S1223



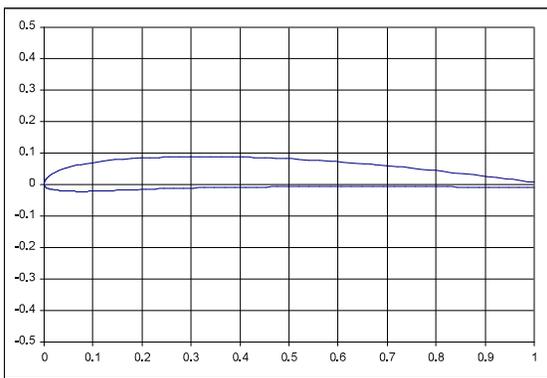
Eppler E387



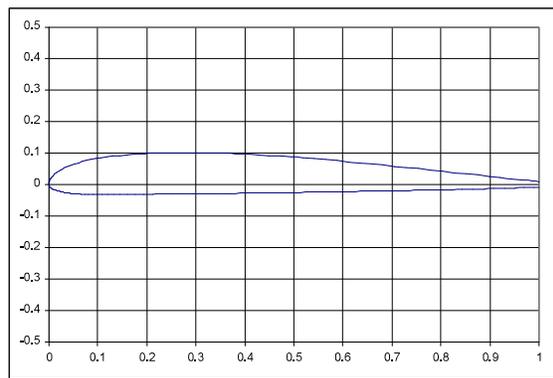
Wortmann FX 63-137 (smoothed)



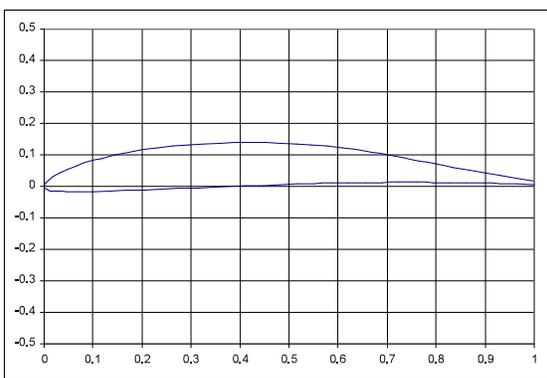
ARA-D 10%



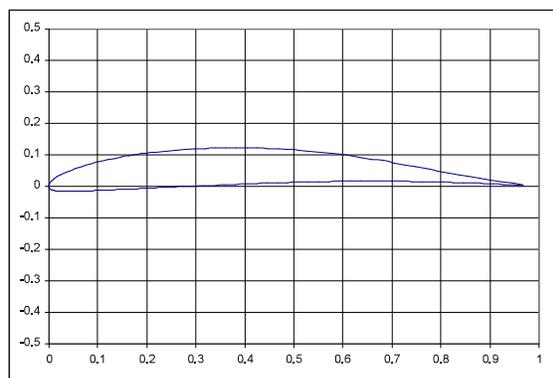
ARA-D 13%



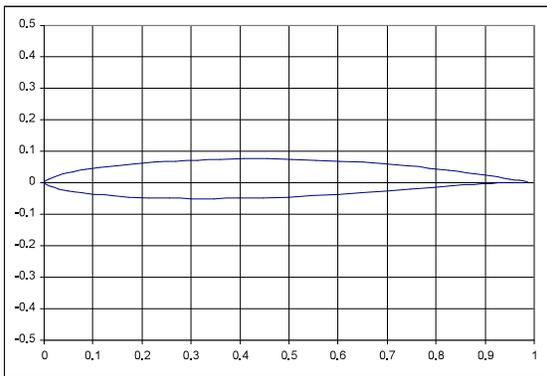
Drela DAE11



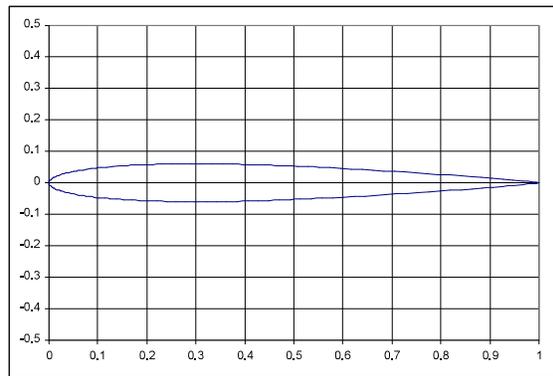
Drela DAE21



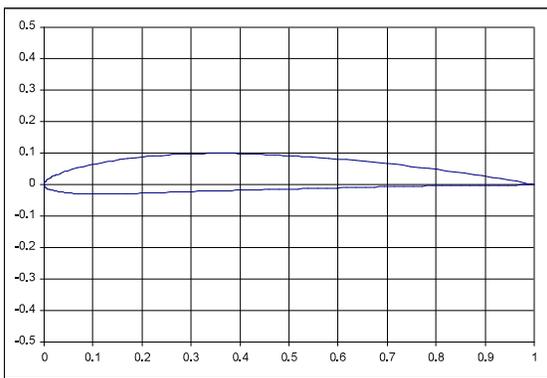
Speer H105



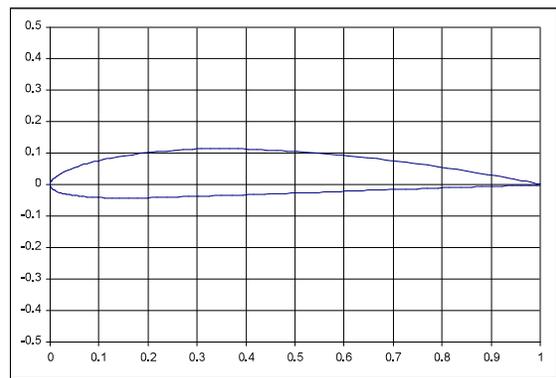
NACA 0012



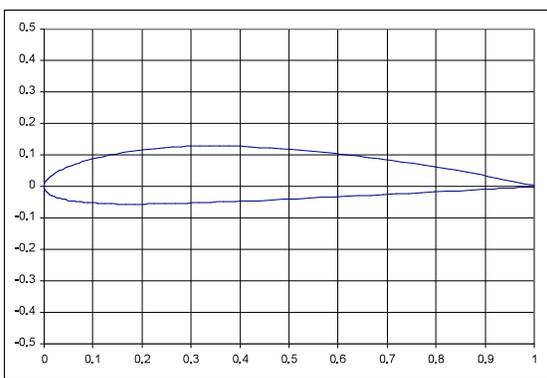
NACA 4412



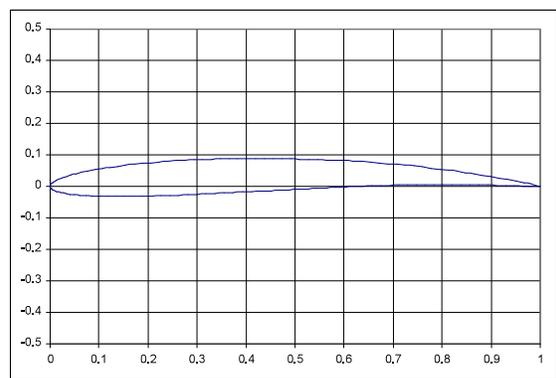
NACA 4415



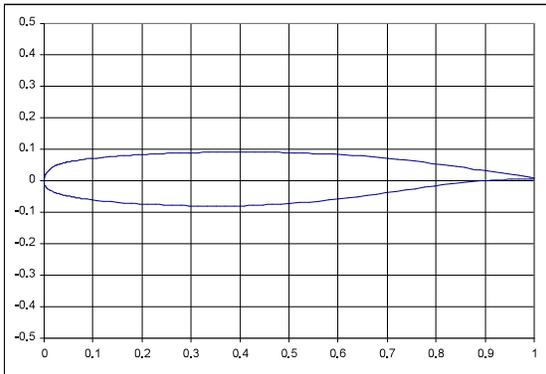
NACA 4418



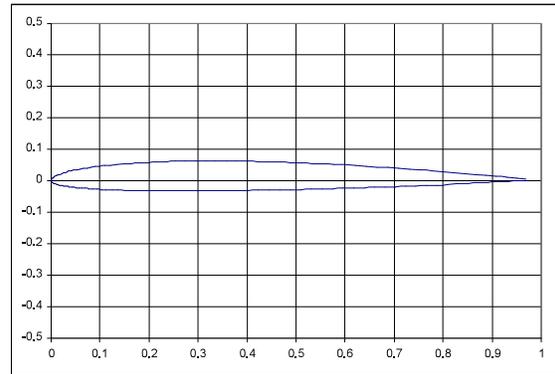
NACA 4611



NLR-7301



RG 14 9.5%



NREL S-809 WIND TURBINE AIRFOIL

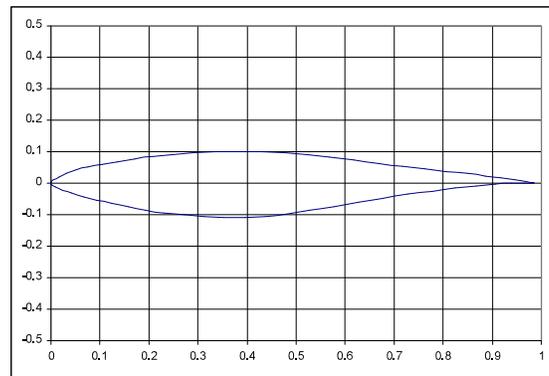


Figura 8 – Perfis para baixo número de Reynolds.

#### 4.8 Parametrização e geração de malha.

Um fator essencial para o ótimo desempenho do modelo de turbulência SST com correção de curvatura é a solução correta do perfil de velocidade na camada limite. Duas variáveis precisam ser consideradas no processo de geração das malhas a fim de satisfazer as exigências mínimas para que a solução destes perfis seja precisa:

- Distância entre o primeiro nó na camada limite e a parede
- Mínimo número de nós na camada limite para capturar corretamente o perfil de velocidades.

Abaixo é mostrada uma metodologia de estimativa do espaçamento da malha próximo às paredes ( $\Delta y$ ), baseado em modificações simples das correlações para uma placa plana em termos de: número de Reynolds, comprimento característico e um valor esperado do valor de  $y^+$ .

Através da velocidade de rotação e do diâmetro do impelidor pode-se determinar uma velocidade característica através da Eq. 15.

$$U_{\infty} = \omega D$$

$\omega$  = Velocidade angular

**Eq. 15**

D = Diâmetro do Impelidor

$$Re_L = \frac{\rho U_{\infty} L}{\mu}$$

**Eq. 16**

L = Corda média do Impelidor

A correlação para o coeficiente de cisalhamento ( $cf$ ), pode ser dada por:

$$cf = 0.025 Re_x^{-1/7}$$

**Eq. 17**

Onde  $Re_x$  é o valor do número de *Reynolds* calculado a uma distância  $x$  ao longo da corda do impelidor a partir do bordo de ataque.

A definição para o  $\Delta y^+$  pode ser então estimada por:

$$\Delta y^+ = \frac{\Delta y u_{\tau}}{\nu}$$

**Eq. 18**

Como  $\Delta y$  é a distância normal entre a parede e o primeiro nó distante dela, aplica-se a definição:

$$cf = 2 \frac{\rho u_{\tau}^2}{\rho U_{\infty}^2} = 2 \left( \frac{u_{\tau}}{U_{\infty}} \right)^2$$

**Eq. 19**

$u_{\tau}$  pode ser eliminado da equação Eq. 18, obtendo-se:

$$\Delta y = \Delta y^+ \sqrt{\frac{2}{cf}} \frac{v}{U_\infty} \quad \text{Eq. 20}$$

$$\Delta y = L \Delta y^+ \sqrt{80} \text{Re}_x^{1/14} \frac{1}{\text{Re}_L} \quad \text{Eq. 21}$$

Assumindo que  $\text{Re}_x$  pode ser simplificado por:

$$\text{Re}_x = C \text{Re}_L \quad \text{Eq. 22}$$

com  $C = \text{constante}$ .

E assumindo que  $C^{1/14} \approx 1$ , espera-se que para baixos valores de  $\text{Re}_x$ , o resultado seja:

$$\Delta y = L \Delta y^+ \sqrt{80} \text{Re}_L^{-13/14} \quad \text{Eq. 23}$$

Uma malha computacional deve apresentar um número mínimo de nós na região da camada limite para que o modelo de turbulência trabalhe corretamente. Assim, uma estimativa da espessura da camada limite e das razões de crescimento espacial da malha deve ser realizada.

A espessura da camada limite  $\delta$  pode ser obtida através da correlação a seguir:

$$\text{Re}_\delta = 0.14 \text{Re}_x^{6/7} \quad \text{Eq. 24}$$

com

$$\delta = 0.14 L \text{Re}_x^{6/7} \frac{1}{\text{Re}_L} \quad \text{Eq. 25}$$

Como a espessura da camada limite apresenta valores nulos no ponto de estagnação para  $\text{Re}_x$ , é correto afirmar que o valor de  $\text{Re}_\delta$  é uma fração do valor de  $\text{Re}_L$ .

Assumindo que esta relação é de 25% (dados obtidos na literatura disponível), temos que a máxima espessura da camada limite é:

$$\delta = 0.035L \text{Re}_L^{-1/7} \quad \text{Eq. 26}$$

Através do uso da somatória dos  $n$  termos de uma progressão geométrica e conhecendo: a espessura da camada limite, a distância do primeiro nó normal à parede e a razão de crescimento espacial da malha; o número de nós que deve ser utilizado para uma boa determinação do perfil de velocidades na camada limite pode ser dado por:

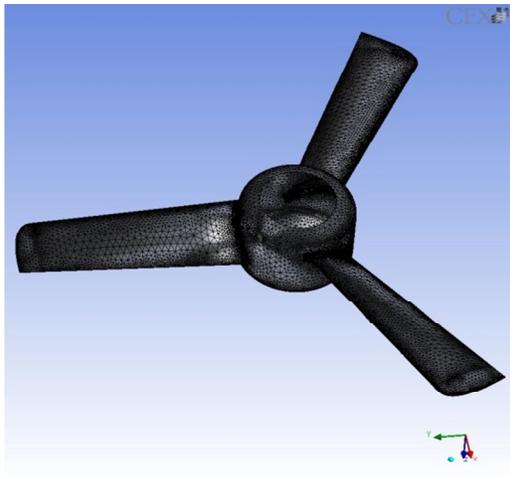
$$\delta = 0.035L \text{Re}_L^{-1/7} = \frac{\Delta y(q^n - 1)}{q - 1} \quad \text{Eq. 27}$$

Onde  $q$  é a razão de crescimento espacial da malha e  $n$  é o número total de nós na camada limite. Assim,  $n$  pode ser determinado:

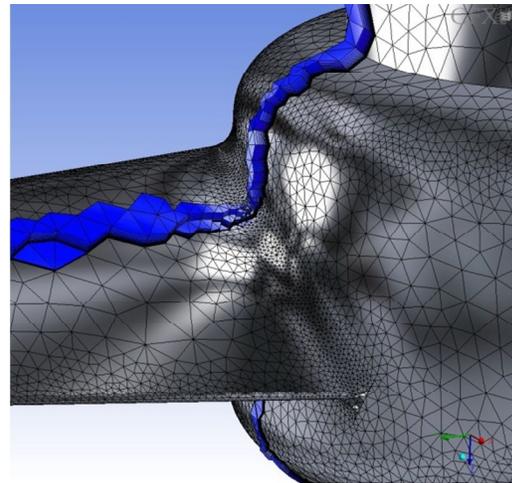
$$n = \text{round} \left( \frac{\ln \left( \frac{0.035L \text{Re}_L^{-1/7} (q - 1)}{\Delta y} + 1 \right)}{\ln(q)} \right) \quad \text{Eq. 28}$$

Respeitando estas exigências, uma malha híbrida de tetraedros e prismas foi gerada automaticamente através de Scripts PYTHON pelo software ANSYS ICEM CFD tirando proveito da flexibilidade da geração de malhas não estruturadas.

A malha superficial foi gerada através do algoritmo “Octree” e a malha volumétrica foi gerada através do algoritmo “advanced front and inflation”. Após a geração da malha ferramentas de suavização (smooth) foram utilizadas a fim de promover um aumento de sua qualidade. A malha gerada pode ser visualizada na Figura 9:



Malha superficial do impelidor



Camada de prismas utilizada para melhor discretização da camada limite.

**Figura 9 – Malha no impelidor.**

## 5 Princípios numéricos dos métodos de otimização.

---

Sabe-se que os algoritmos clássicos baseados em gradientes utilizam o princípio da "direção de melhoria" para alcançar uma convergência rápida e precisa, porém requerem uma avaliação correta dos gradientes.

Holland é creditado como o criador do modelo de Algoritmos Genéticos. Em comparação com outros métodos de procura e técnicas convencionais de otimização, como o método "*simple hill climbing*", Holland demonstrou em sua metodologia uma melhor capacidade de encontrar máximos globais em suas soluções.

A presente pesquisa empregou o algoritmo genético multi-objetivo MOGA-II para determinar um conjunto de soluções conhecido como "fronteira de Pareto". Este conjunto de impelidores otimizados apresenta um compromisso direto entre as funções-objetivo selecionadas: minimização da variância da concentração de sólidos no tanque de mistura e maximização da capacidade de bombeamento.

A "fronteira de Pareto" consiste em todas as possíveis soluções não dominadas dentro de um domínio de variáveis consideradas.

### 5.1 Algoritmo MOGA-II.

O algoritmo MOGA-II implementado no software modeFRONTIER é uma versão otimizada do algoritmo MOGA (Algoritmo Genético Multi-objetivo) criado pelo italiano Poloni [8, 1997]. Possui um algoritmo de busca múltipla inteligente que garante a robustez das soluções e um "*crossover*" direcional que garante uma rápida convergência. Sua eficiência é governada por seus operadores de reprodução: "*crossover*" clássico, "*crossover*" direcional, mutação, e seleção.

#### 5.1.1 Processo de codificação.

O método de codificação utilizado pelo MOGA-II é baseado nos algoritmos genéticos clássicos. Cada variável é representada como um vetor binário onde o comprimento do vetor depende de sua base (número de valores permitidos para a

variável). Por exemplo: se só existem números inteiros entre o intervalo [0; 10] serão permitidos 11 possíveis valores, sendo então a base fixada em 11.

Dessa forma, se o comprimento do vetor for igual a 4, a variável é descrita por valores entre o intervalo [0000] e [1011]. Para casos onde se deseja utilizar uma variável contínua ao invés de uma variável discreta (inteira), faz-se necessário aumentar o comprimento do vetor de codificação.

### 5.1.2 *Elitismo.*

O elitismo é a tendência natural de continuidade dos indivíduos que possuem melhores características. É, portanto, um parâmetro importante nos processos de otimização multi-objetivo, pois ajuda na preservação dos indivíduos que estão próximos à “Fronteira de Pareto”.

### 5.1.3 *Reprodução.*

O algoritmo MOGA-II utiliza quatro operadores diferentes para reprodução: “*crossover*” simples, “*crossover*” direcional, mutação e seleção. Em cada passo do processo de reprodução, um dos quatro operadores será escolhido (respeitando as probabilidades predefinidas para cada operador) e aplicado ao indivíduo atual.

### 5.1.4 “*Crossover*” simples.

O “*crossover*” simples é o mais clássico operador utilizado nos processos de reprodução. Dois pais são escolhidos e alguma porção do material genético (as variáveis de entrada) é trocada entre os vetores de variáveis. O ponto do local de cruzamento é aleatoriamente escolhido e os vetores binários são cortados naquele ponto. Os dois pedaços são então trocados e reunidos. Dos dois indivíduos resultantes somente um dos indivíduos é selecionado aleatoriamente.

No algoritmo MOGA-II o “*crossover*” simples inicia-se utilizando o indivíduo atual como o primeiro pai. O segundo pai é escolhido por meio de uma seleção multi-objetivo em um subconjunto fortuitamente selecionado: este operador devolve a primeira solução não dominada no subconjunto.

### 5.1.5 “Crossover” direcional.

O “*crossover*” direcional é ligeiramente diferente do “*crossover*” simples, pois assume uma direção de melhoria, comparando os valores de aptidão de dois indivíduos de referência. Este operador moderno foi introduzido no modelo MOGA-II e mostrou que mesmo em casos de funções multi-modais complexas pode superar os efeitos do operador “*crossover*” clássico (simples).

A direção de melhoria é avaliada comparando-se a aptidão do indivíduo  $Ind_j$  da geração  $t$  com a aptidão de seus pais pertencentes à geração  $t-1$ . O novo indivíduo é criado alterando-se randomicamente a direção do vetor “peso”, que pertence ao conjunto formado pelo próprio indivíduo e pelos seus pais. Um conceito semelhante pode ser aplicado, porém não utilizando necessariamente direções de melhoria entre gerações subseqüentes, mas selecionando-se dois outros indivíduos  $Ind_j$  e  $Ind_k$  dentro de uma mesma geração.

A seleção dos indivíduos  $Ind_j$  e  $Ind_k$  pode ser feita usando qualquer esquema de seleção disponível. No algoritmo MOGA-II, o indivíduo sujeito à reprodução é escolhido como ponto de partida. Outros indivíduos são nomeados aleatoriamente a partir deste ponto de partida e então marcados como possíveis candidatos do primeiro “pai”,  $Ind_j$ . A lista de todos os possíveis candidatos para o segundo “pai”,  $Ind_k$ , é selecionada de forma igual e partindo do mesmo ponto de partida, porém com outra seqüência de números aleatórios. Quando o conjunto final de candidatos é gerado, o candidato com melhor aptidão é escolhido.

O número de passos utilizados na demarcação dos possíveis candidatos permanece fixo durante todo o processo de otimização e é proporcional ao tamanho da população inicial.

### 5.1.6 Mutação.

A Mutação é um operador que assegura a diversidade de uma próxima geração, sendo um dos principais parâmetros que garantem a robustez do algoritmo. No algoritmo MOGA-II é possível definir a proporção do DNA que sofrerá mutação e a sua probabilidade de ocorrência.

## 5.2 Programa de controle.

Os componentes descritos nas seções anteriores foram integrados e acoplados no software modeFRONTIER, conforme ilustração esquemática na Figura 10.

O processo de otimização envolve os seguintes passos:

1. **Otimizador:** O otimizador é iniciado e computa o primeiro conjunto de variáveis de entrada. Após o início do processo, permanece em estado de espera até o fim de um ciclo completo.
2. **Geração de geometria e malha:** Após receber as variáveis de projeto do impelidor, o software de geração de geometria e malha ANSYS ICEM CFD é ativado e cria uma nova geometria e sua malha correspondente.
3. **Simulação do escoamento:** Cálculo do Número de Potência ( $N_p$ ) – Após a disponibilização da malha, o “*setup*” do problema é gerado automaticamente através de scripts, o escoamento é calculado pelo solver e o software CFX Post calcula o Número de Potência ( $N_p$ ). Esta simulação é realizada em regime permanente.
4. **Cálculo da nova velocidade de rotação:** Através do Número de Potência ( $N_p$ ) obtido no passo anterior, do diâmetro do impelidor e da densidade do fluido uma nova rotação é estimada a fim de conservar o consumo de potência por unidade de volume. Esta estimativa é descrita na próxima seção.
5. **Cálculo do escoamento em regime permanente:** Com a nova velocidade de rotação uma nova simulação em regime permanente é calculada a fim de determinar o campo de velocidades e pressão que será utilizado para o cálculo da distribuição de sólidos.
6. **Dispersão transiente:** Com o objetivo de estimar a distribuição de sólidos no tanque de mistura, o resultado do passo anterior é utilizado como condição inicial para a solução da difusão de um escalar passivo em regime transiente.
7. **Pós-processamento dos resultados:** Nesta etapa o software CFX Post calcula todas as variáveis de saída e as funções-objetivo, escrevendo os resultados em um arquivo no formato ASCII, que será lido pelo software modeFRONTIER.

8. **Reativação do software de otimização:** O software modeFRONTIER passa a estar ativo novamente, lendo as variáveis de saída e as funções-objetivo. Após a inserção destes valores em um banco de dados, uma nova simulação é iniciada, repetindo o ciclo completo até que o número total de indivíduos e gerações estabelecidos para o algoritmo MOGA-II seja atingido.

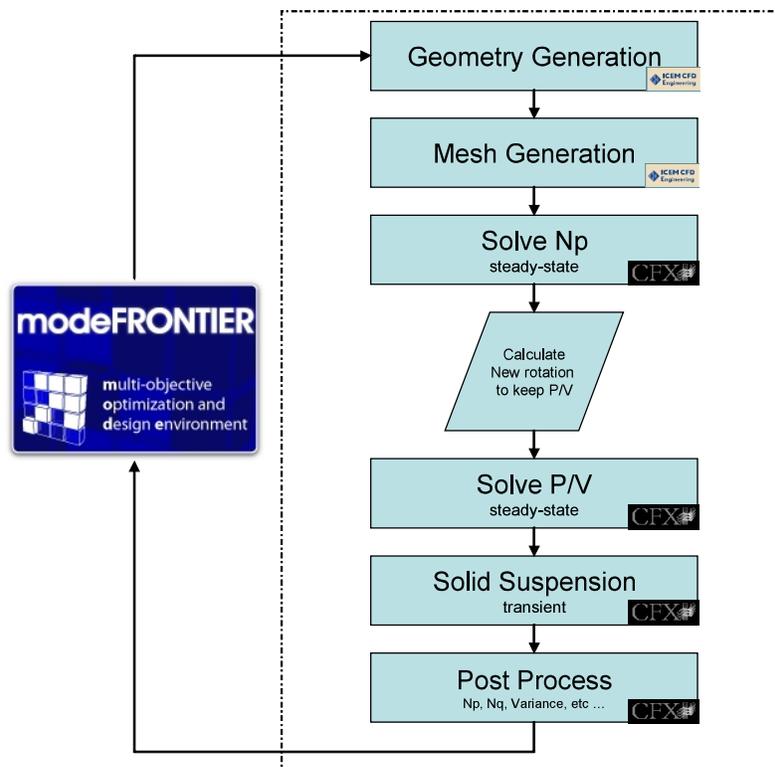


Figura 10 – Ilustração esquemática do processo de otimização.

### 5.3 Conservação do consumo de potência.

O critério de “Scale-up” baseado na conservação da quantidade de potência dissipada por unidade de volume ( $P/V$ ), é provavelmente o mais comumente utilizado devido a sua melhor compreensão e praticidade. Outras vantagens em utilizar o critério  $P/V$  no processo de “Scale-up” são:

- Correlaciona bem as características de transferência de massa em um tanque agitado;

- É suficientemente conservativo para garantir uma performance adequada do processo em escala industrial, particularmente quando nenhuma outra forte correlação pode ser determinada através de testes em escala piloto.

Como o tanque de mistura neste processo de otimização tem volume constante, existe somente a necessidade de manter constante o consumo de potência pelo impelidor. Como a geometria do impelidor não é constante (varia a cada iteração), o Número de Potência ( $N_p$ ) também não é constante. Dessa forma, é necessário alterar a velocidade de rotação do eixo árvore a fim de conservar o consumo de potência.

De acordo com a Tabela 3, um consumo de potência de  $2 \text{ kW/m}^3$  é sugerido para processos que requerem suspensão de sólidos pesados. Este valor foi utilizado e fixado durante o processo de otimização, fazendo com que impelidores diferentes possam ser comparados apenas em termos do escoamento característico e da sua capacidade de homogeneização do tanque de mistura.

Com esta formulação apenas o bombeamento, a direção do escoamento e o “swirl” gerado pelo impelidor são responsáveis pela eficiência de mistura, guiando assim o processo de otimização a um impelidor de alta eficiência capaz de reduzir custos e melhorar a qualidade de processos envolvendo suspensão de sólidos.

Nível de agitação	Tipo de processo	Relação P/V ( $\text{kW/m}^3$ )
Baixo	Suspensão de sólidos leves Produtos com baixa viscosidade	$0.2 \text{ kW/m}^3$
Moderado	Transferência de calor Dispersão de gases	$0.6 \text{ kW/m}^3$
Alto	Suspensão de sólidos densos Alta dispersão de gases Processos de emulsificação	$2 \text{ kW/m}^3$
Altíssimo	Produtos de alta viscosidade Massas	$4 \text{ kW/m}^3$

**Tabela 3 – Requerimentos de potência**

O algoritmo a seguir foi utilizado entre os passos 3 e 5 do processo de otimização a fim de manter o consumo de potência constante:

1. Cálculo do Torque;
2. Com a determinação do torque e da velocidade de rotação é calculado o consumo de potência através da equação:  $P = \varpi.T$
3. Com o consumo de potência, e considerando que o processo ocorre em regime turbulento onde o Número de Potência ( $Np$ ) é constante, calcula-se o

Número de Potência através da fórmula:  $Np = \frac{P}{\rho.N^3.D^5}$ .

4. Com o número de Potência do Impelidor (característica intrínseca à geometria do mesmo e ao regime de operação), o diâmetro do impelidor, a densidade do fluido e o consumo de potência desejado (2 kW/m<sup>3</sup>); uma nova velocidade de rotação é calculada para utilização no passo 5 do processo de otimização. O novo

valor de rotação pode ser obtido através da equação:  $N = \sqrt[3]{\frac{P}{\rho.D^5.Np}}$ .

#### 5.4 Variáveis de entrada.

Cinco variáveis contínuas e duas variáveis discretas foram utilizadas no processo de parametrização da pá do impelidor, resumidas na Tabela 4.

Variável	Valor mínimo	Valor Máximo	Tipo de Variável
Diâmetro do impelidor	0.4	0.5	Contínua
Corda na raiz	0.1	0.2	Contínua
Corda na extremidade	0.1	0.2	Contínua
Ângulo na raiz	20 graus (em relação ao eixo de rotação)	70 graus (em relação ao eixo de rotação)	Contínua
Ângulo na extremidade	30 graus (em relação ao eixo de rotação)	95 graus (em relação ao eixo de rotação)	Contínua
Perfil da raiz	17 perfis diferentes (seção 3.3.4.3)		Discreta
Perfil da extremidade	17 perfis diferentes (seção 3.3.4.3)		Discreta

**Tabela 4 – Variáveis de Entrada.**

## 5.5 Restrições

A utilização de restrições é uma parte essencial e integrante de todos os métodos de otimização. Para limitar a criação de geometrias apenas a impelidores que possam ser construídos e que apresentem características viáveis de operação, duas restrições foram aplicadas ao processo de otimização:

- O ângulo na raiz (localizado próximo ao eixo) deve ser maior ou igual ao ângulo na extremidade do impelidor;
- A corda do perfil utilizado na raiz (localizado próximo ao eixo) deve ser maior ou igual à corda do perfil utilizado na extremidade do impelidor.

## 5.6 Variáveis de saída e funções-objetivo.

Dez variáveis de saída foram criadas para monitorar a eficiência do impelidor e também para minimizar o trabalho nos processos de validação de malha.

Apenas duas funções-objetivo foram utilizadas no processo de otimização, sendo elas: 1 - relação entre o Número de Bombeamento e Número de Potência (aqui chamado de eficiência de bombeamento) e 2 - variância da concentração de sólidos no tanque (qualidade da suspensão de sólidos).

A eficiência de bombeamento foi maximizada durante o processo de otimização e a variância da concentração de sólidos foi minimizada.

A variância da concentração de sólidos no tanque de mistura pode ser calculada através da seguinte fórmula:

$$s^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (C_i - \bar{C})^2 \quad \text{Eq. 29}$$

Onde  $n$  é o número de nós da malha do tanque de mistura,  $C_i$  é a concentração de sólidos em um volume de controle  $i$  e  $\bar{C}$  é a concentração média de sólidos no tanque.

A eficiência de bombeamento pode ser determinada pela seguinte fórmula:

$$Effect = \frac{N_q}{N_p} \quad \text{Eq. 30}$$

Onde  $N_p$  e  $N_q$  são definidos respectivamente por:

$$N_p = \frac{P}{\rho \cdot N^3 \cdot D^5} \quad \text{Eq. 31}$$

$$N_q = \frac{Q}{\rho \cdot N \cdot D^3} \quad \text{Eq. 32}$$

A lista completa das variáveis de saída pode ser verificada abaixo:

- Número de Potência ( $N_p$ );
- Número de Bombeamento ( $N_q$ );
- “Swirl” médio no tanque;
- Velocidade média no tanque;
- Concentração máxima de sólidos;
- Variância da concentração de sólidos;
- Eficiência de bombeamento ( $N_q/N_p$ );
- Valor médio do  $y^+$  na superfície do impelidor;
- Valor médio do  $y^+$  na superfície do tanque de mistura;
- Número de nós na malha computacional.



## 6 Resultados numéricos.

---

Neste capítulo estão descritas as exigências de malha seguidas por uma discussão da investigação preliminar do conjunto de possíveis soluções para a geometria do impelidor otimizado. Também é proposta uma estratégia para reduzir os erros computacionais e minimizar o tempo de simulação exigido para o processo de otimização.

### 6.1 Validação dos resultados de CFD para aerofólios.

Antes de simular geometrias 3D mais complexas como as presentes nos impelidores, uma investigação preliminar de perfis 2D foi realizada a fim de comparar os resultados da distribuição do campo de pressão, do coeficiente de arrasto aerodinâmico e do coeficiente de sustentação com dados experimentais fornecidos na literatura.

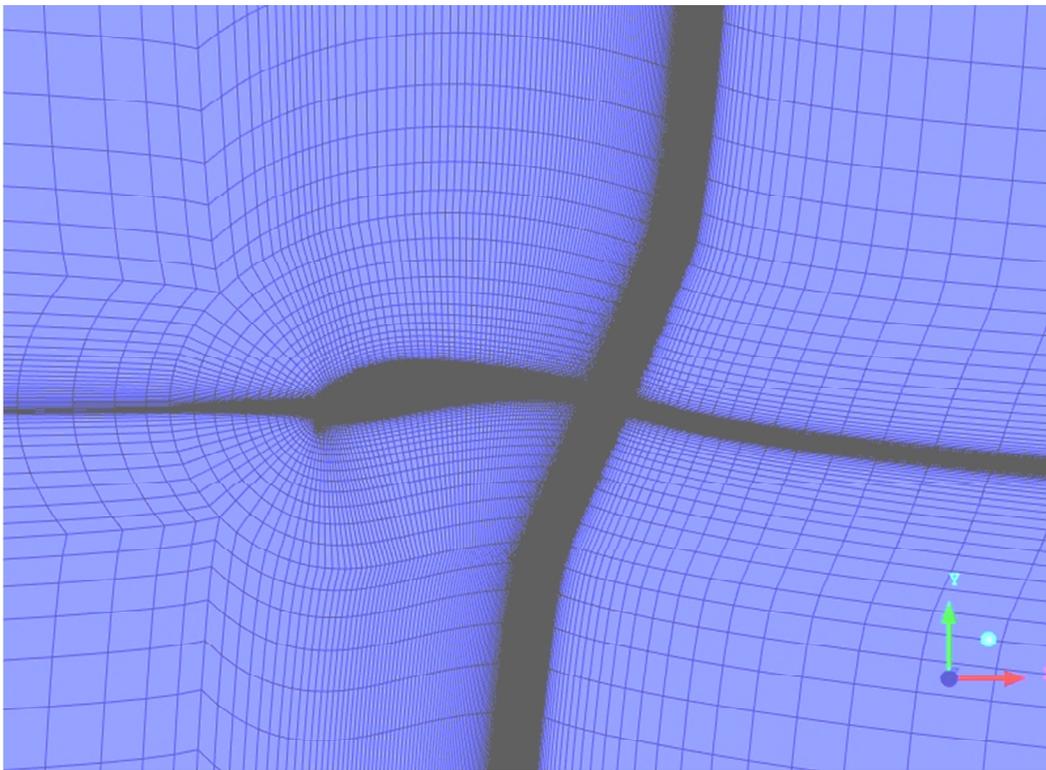
Os perfis Selig S1223 e Eppler E423 foram simulados em uma faixa de ângulos de ataque entre -3 e 9 graus e os resultados do coeficiente de sustentação ( $C_l$ ), foram comparados com os resultados apresentados pela UIUC LSATs, Princeton Tests and Related SoarTech Info - C.A. Lyon, A.P. Broeren, P. Giguere, A. Gopalarathnam, and M.S. Selig Department of Aeronautical and Astronautical Engineering University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois 61801.

O perfil S1210 foi projetado para a competição de aeromodelos de alta sustentação SAE R/C. Em túneis de vento ele apresentou 15% mais sustentação que o famoso perfil FX 63-137, normalmente um dos mais utilizados nestes tipos de competições.

O perfil S1223, usado pela UIUC no teste de perfis para baixo número de *Reynolds* é a segunda geração dos perfis Selig, apresentando 30% mais sustentação que o perfil FX 63-137. Infelizmente este novo aerofólio não possui uma grande eficiência quando operado em valores de *Reynolds* menores que 200.000. Porém neste estudo, o *Reynolds* local nos impelidores sempre se encontrou acima de 400.000.

O perfil Selig S1223 foi simulado a um número de *Reynolds* de  $3,022E+05$  enquanto o perfil Eppler E423 foi simulado em um número de *Reynolds* de  $2,995E+05$ . Estes foram os valores de *Reynolds* utilizados nos testes experimentais de túnel de vento da UIUC.

Uma malha hexaédrica de aproximadamente 93.000 nós foi gerada através da metodologia de blocagem conhecida como CH. A Figura 11 apresenta a esta metodologia juntamente com o refino no bordo de ataque, no bordo de fuga e na esteira. Empresas como NASA, EMBRAER e Bombardier utilizam vastamente este tipo de blocagem em aplicações aerodinâmicas.



**Figura 11 – Metodologia de blocagem CH.**

A comparação dos resultados do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque entre os resultados da UIUC e os resultados obtidos pelo ANSYS CFX pode ser visualizada na Figura 12.

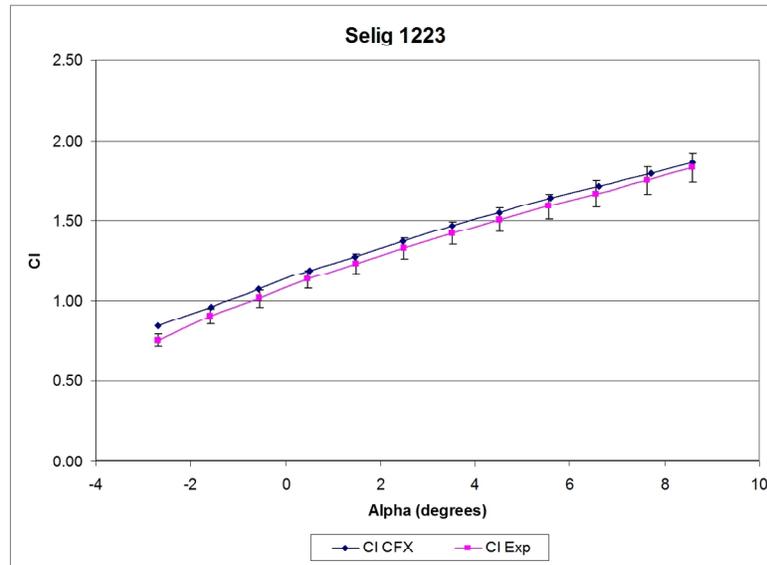


Figura 12 –  $C_l$  versus ângulo de ataque.

Os dados de coeficiente de pressão na superfície dos perfis mostraram excelente correlação com os valores apresentados pela UIUC em ângulos de ataque até 9 graus. A partir deste ângulo a presença de “*Stall*” gerou instabilidades aerodinâmicas, como o desprendimento de grandes vórtices e gradientes de pressão adversos que fizeram com que houvesse pequenas discrepâncias nos resultados encontrados. É bom frisar que mesmo com estas discrepâncias os valores de arrasto aerodinâmico e sustentação apresentaram erros menores que 3%.

A comparação dos valores de distribuição do coeficiente de pressão ( $C_p$ ) na superfície dos perfis e os campos de velocidades e pressão podem ser visualizados na Figura 13 e na Figura 14.

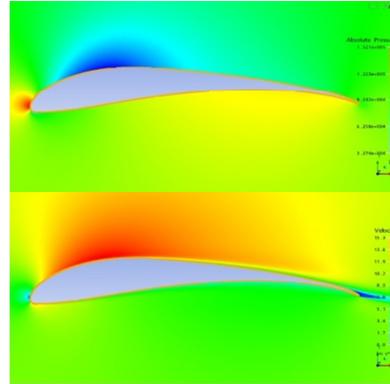
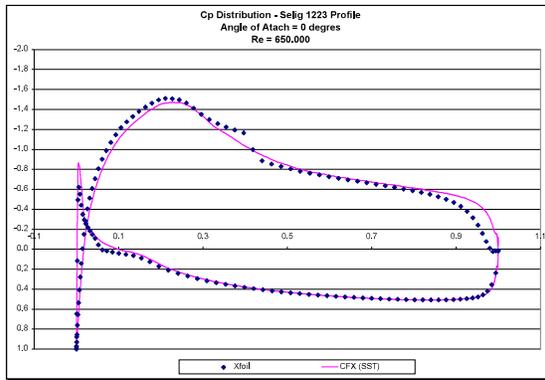


Figura 13 –  $C_p$ , campo de pressão e velocidade – S1223.

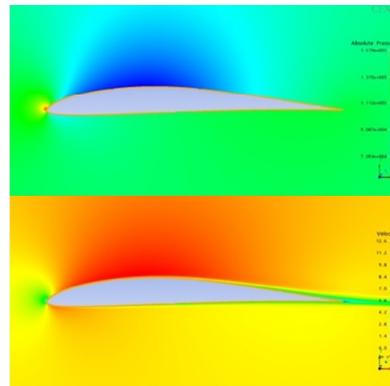
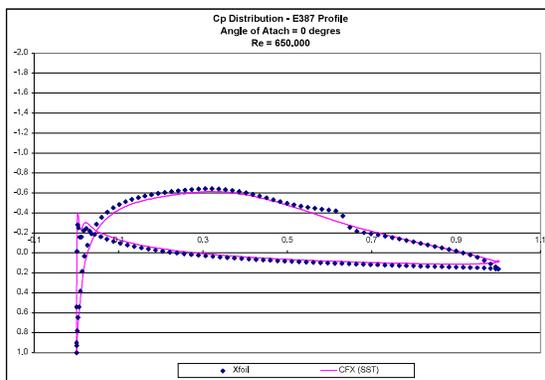


Figura 14 –  $C_p$ , campo de pressão e velocidade – E387.

## 6.2 Cálculo da “Drag Polar”.

Durante os estudos preliminares, a determinação das “Drag Polar” foi realizada através do uso do software XFOIL, utilizado em empresas aeronáuticas como EMBRAER, Bombardier e NASA.

O XFOIL é um programa interativo para o projeto e análise de perfis subsônicos isolados. Este software, baseado no método dos painéis, consiste em uma coleção de rotinas de cálculos para análise de escoamento viscoso (*Navier-Stokes*) ou invíscido (*Euler*) de um perfil, permitindo a determinação de:

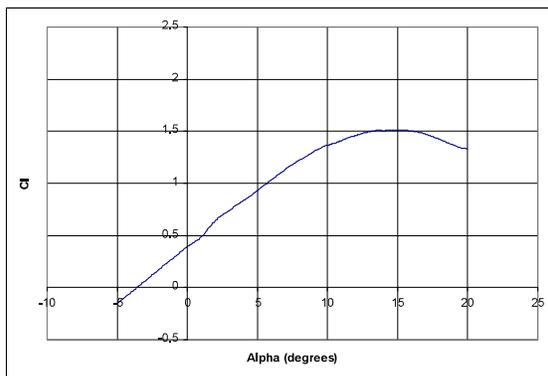
- Transição natural ou forçada;
- Separação de bolhas / vórtices;
- Descolamento de bordo de ataque e bordo de fuga;

- Predição de  $C_l$  e  $C_d$ ;
- Determinação de  $C_{lmax}$  (coeficiente de sustentação máximo);
- Correção para escoamentos compressíveis de acordo com Karman-Tsien.

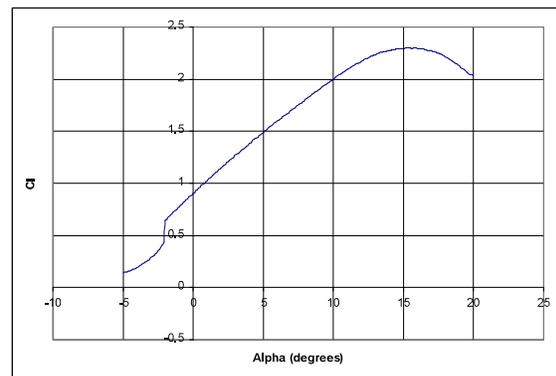
O programa XFOIL foi escrito por Mark Drela em 1986. Sua grande vantagem é possuir a grande velocidade e precisão dos métodos de painéis de alta ordem (escoamento potencial – Euler) e possibilitar o acoplamento completo viscoso / invíscido iterativo.

As “*Drag Polar*” calculadas para os perfis selecionados podem ser visualizadas na Figura 15:

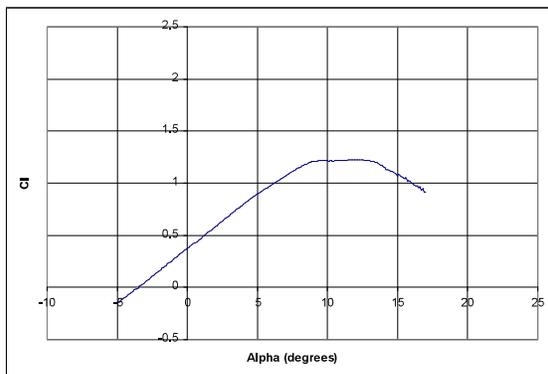
CLARK Y



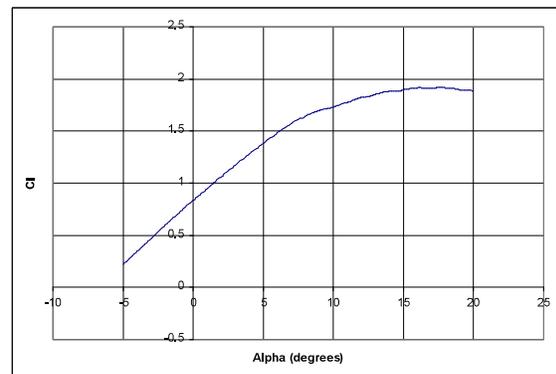
Selig S1223



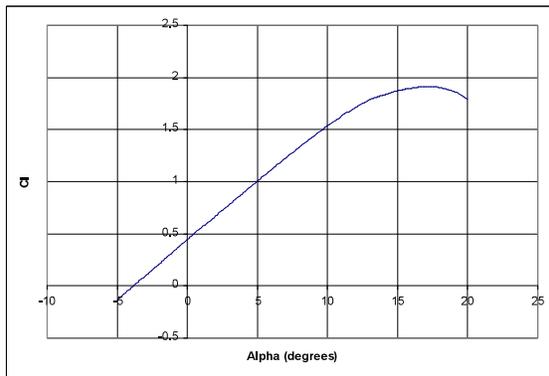
Eppler E387



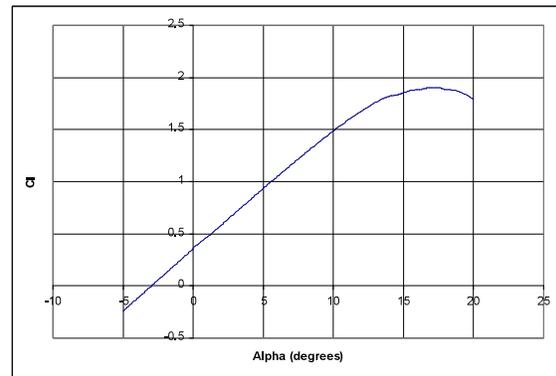
Wortmann FX 63-137 (smoothed)



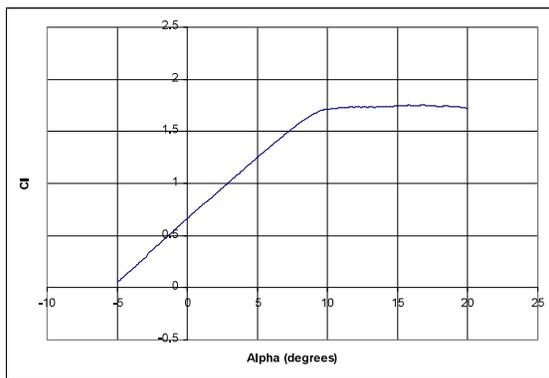
ARA-D 10%



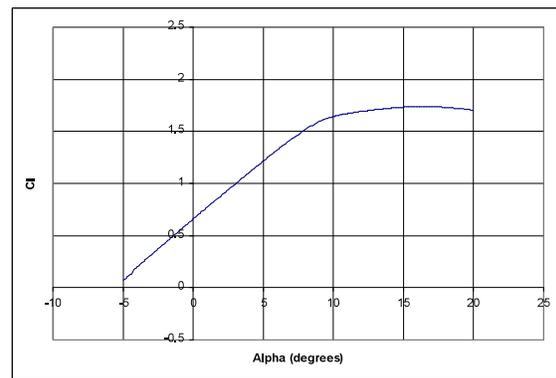
ARA-D 13%



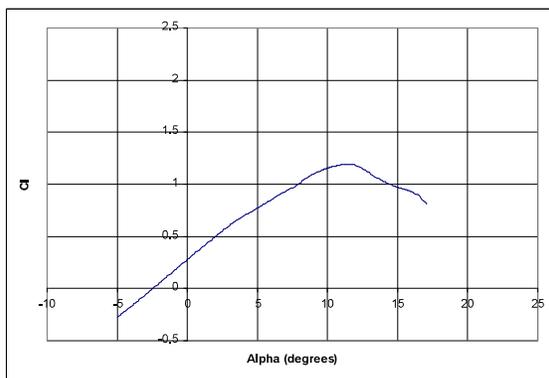
Drela DAE11



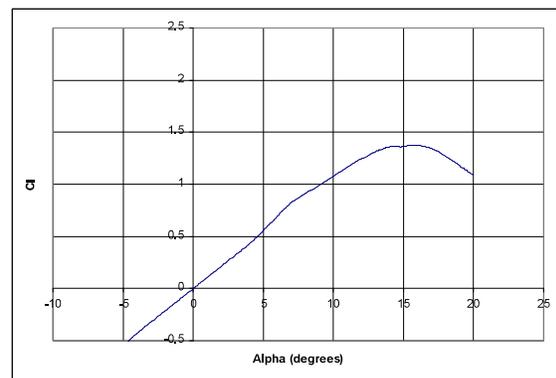
Drela DAE21



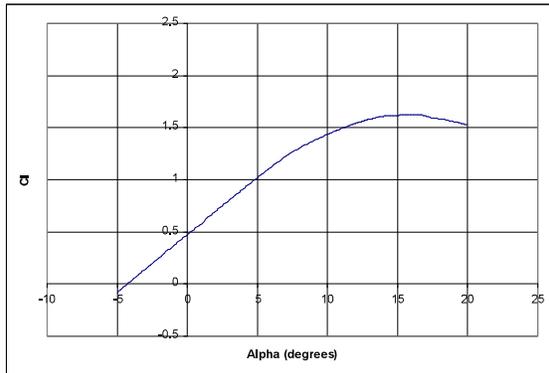
Speer H105



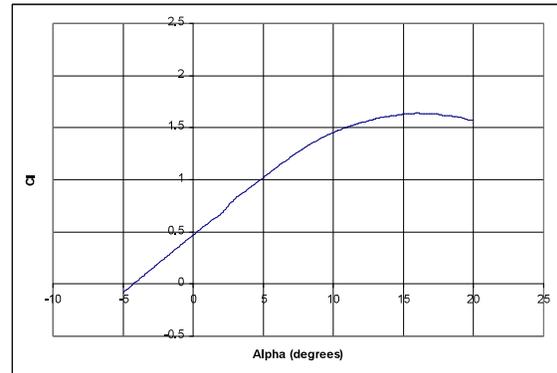
NACA 0012



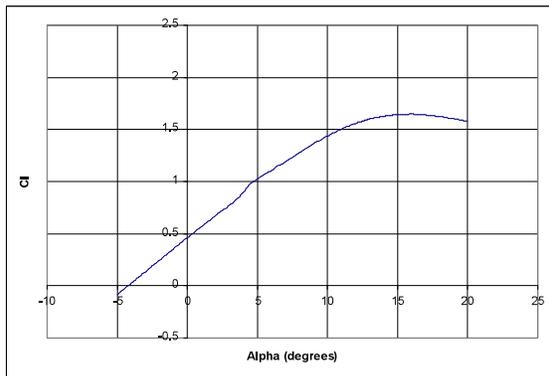
NACA 4412



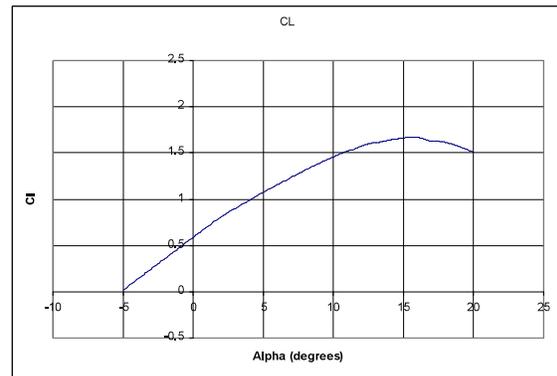
NACA 4415



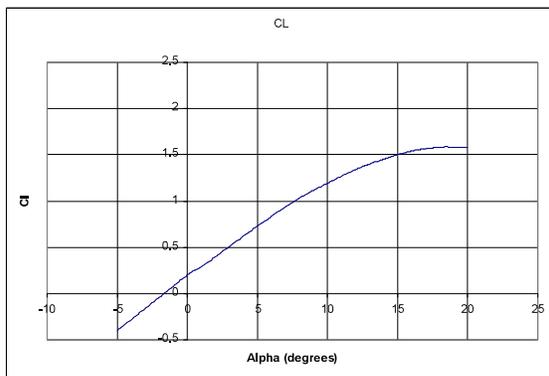
NACA 4418



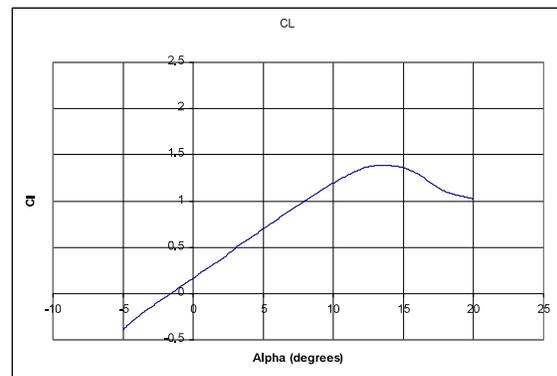
NACA 4611



NLR-7301



RG 14 9.5%



## NREL S-809 WIND TURBINE AIRFOIL

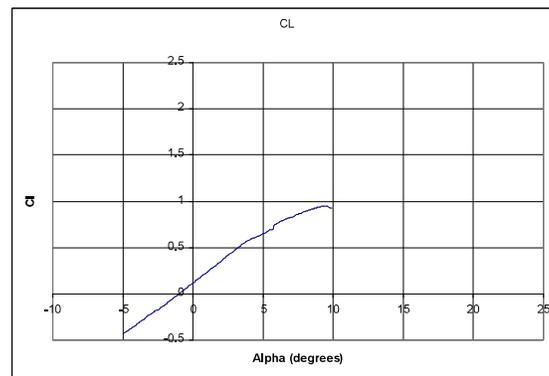


Figura 15 – Drag Polar.

As curvas de Drag Polar calculadas para todos os impelidores selecionados garantiram as premissas adotadas para a seleção dos aerofólios / *hydrofoils* indicadas na seção 4.7 descritas novamente a seguir:

- Presença de um alto coeficiente de sustentação em baixos ângulos de ataque (alto  $C_{lmax}$ )
- Características de “stall” suave (“Stall” de bordo de fuga)
- Coeficientes de momento relativamente baixos
- Coeficiente de arrasto aerodinâmico suficientemente baixo
- Boa operação em baixos números de Reynolds.

Desta maneira, todos os 17 impelidores selecionados serão utilizados no processo de otimização do impelidor de alta eficiência.

### 6.3 Comparação dos modelos de turbulência.

Um grande número de modelos baseados em Médias de *Reynolds* (RANS) pode ser aplicado para modelagem da turbulência. Alguns destes modelos têm aplicações específicas como o V2F, utilizado para simulações de jatos incidentes. Já muitos outros apresentam boa aplicação em uma classe de escoamentos apresentando um bom grau de confiabilidade.

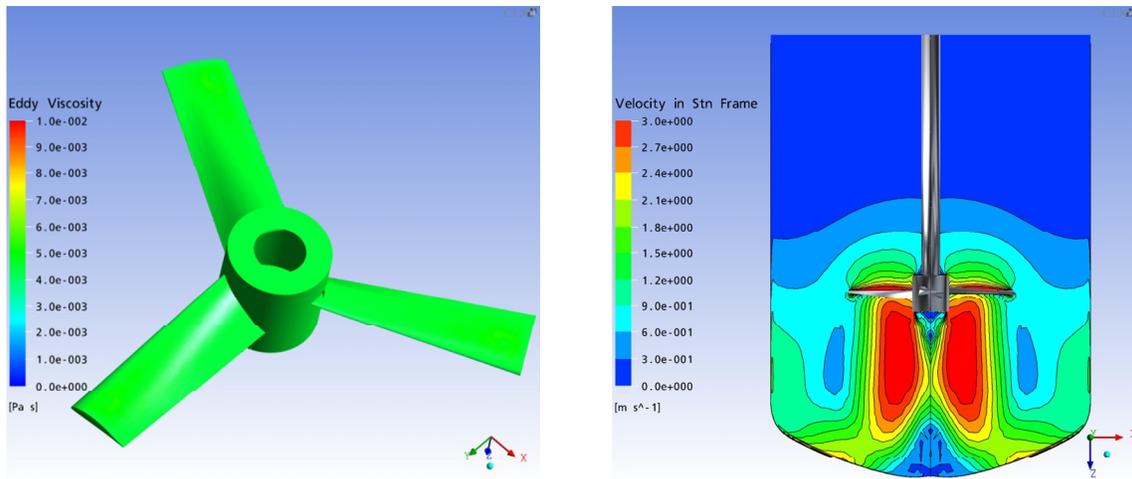
Esta seção compara diferentes modelos de turbulência RANS e *Reynolds Stress*, presentes no ANSYS CFX, para a determinação do melhor modelo de turbulência a ser utilizado neste estudo.

Embora modelos turbulência de duas equações Standard como o  $k-\varepsilon$  apresentem uma boa predição para vários escoamentos de interesse na engenharia, existem muitas aplicações para as quais estes modelos não são adequados. Podemos citar como exemplos:

- Escoamentos com separação de camada limite;
- Escoamentos com mudanças bruscas na taxa de cisalhamento;
- Escoamentos com alta rotação (*Swirl*);
- Escoamentos em superfícies curvas.

É de conhecimento que valores de viscosidade turbulenta superando três vezes o valor da viscosidade cinemática (molecular), demonstram um escoamento local tipicamente turbulento. Esta relação será utilizada daqui em diante para determinar a existência ou não de um processo de transição laminar-turbulento na camada limite.

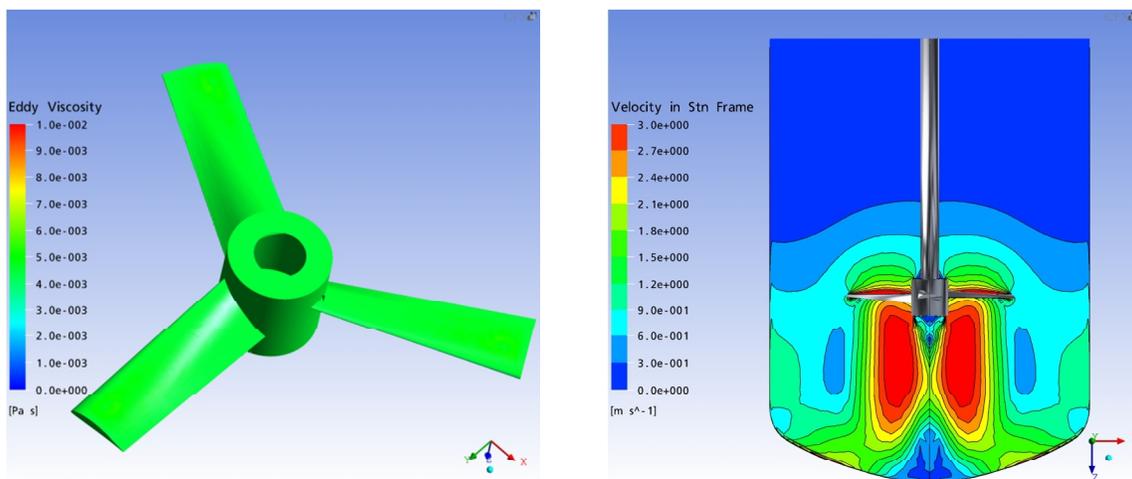
A Figura 16 mostra que o modelo  $k-\varepsilon$  não consegue prever corretamente a transição laminar-turbulento (valores de viscosidade turbulenta abaixo de três vezes o valor da viscosidade cinemática) nas pás do impelidor nem capturar corretamente o descolamento da camada limite na presença de altos gradientes de pressão adversos.



$$N_p = 0.055; N_q = 0.265$$

Figura 16 – Modelo k-ε.

O modelo RNG k-ε é uma alternativa ao modelo k-ε Standard. Mesmo sendo conhecido por sua grande aplicabilidade em escoamentos com alto “Swirl” e descolamento de camada limite, a Figura 17 mostra que o modelo RNG k-ε apresentou os mesmos problemas encontrados no modelo k-ε Standard.



$$N_p = 0.054; N_q = 0.268$$

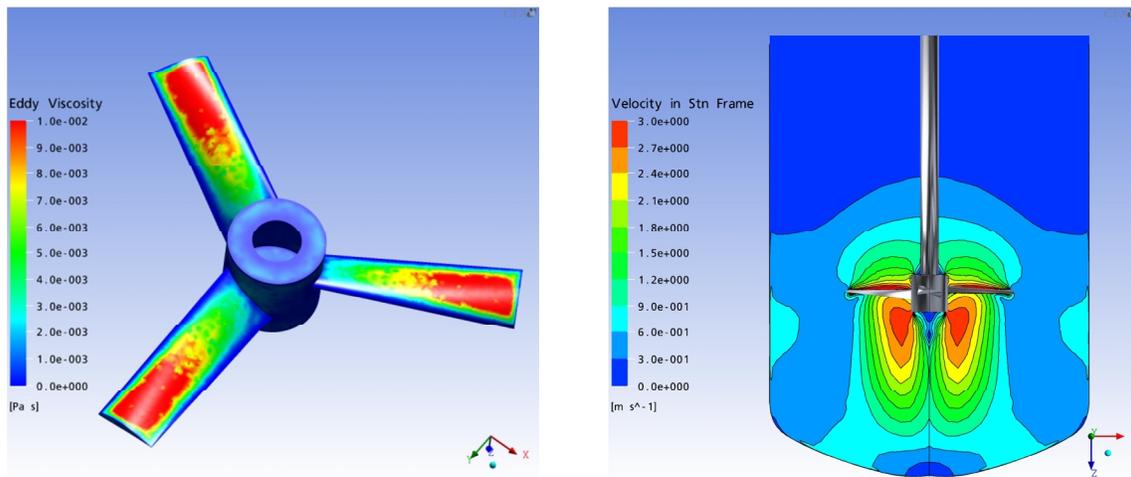
Figura 17 – Modelo RNG k-ε.

Um dos maiores problemas dos modelos de turbulência é a falta de uma predição correta do descolamento da camada limite em superfícies com curvatura

suave como as encontradas em perfis aerodinâmicos. Os modelos de duas equações Standard para modelagem da turbulência geralmente falham na predição da região de transição laminar-turbulenta e na separação de escoamento na presença de gradientes de pressão adversos.

Atualmente o modelo SST, desenvolvido por Florian Menter, é um dos mais proeminentes modelos de turbulência de duas equações presente em softwares comerciais. O modelo “*k- $\omega$  based Shear-Stress-Transport (SST)*” foi desenvolvido para ser utilizado justamente nestes casos. Sua grande capacidade de resolver esses problemas se deve à inclusão de termos de efeitos de transporte na formulação da viscosidade turbulenta. Isto gera uma grande melhoria na predição dos processos de separação.

Uma das grandes vantagens da formulação  $k-\omega$  é o tratamento baseado em baixos números de Reynolds na região próxima às paredes (regiões de alto gradiente de velocidade), apresentando maior precisão e robustez numérica. A Figura 18 mostra que o modelo SST consegue prever corretamente a transição laminar-turbulenta na pá do impelidor, além de capturar a separação do escoamento devido à presença de gradientes de pressão adversos.

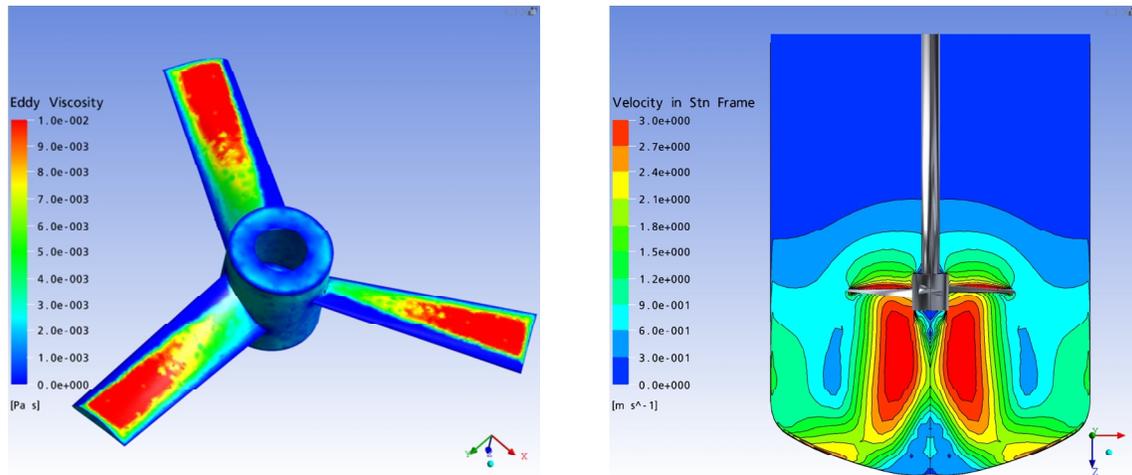


$$N_p = 0.060; N_q = 0.232$$

**Figura 18 – Modelo SST.**

O modelo “*SST Gamma Theta*” (modelo SST com modelagem de transição laminar-turbulenta), não assume que a camada limite é completamente turbulenta em nenhuma parte do domínio.

A Figura 19 indica que o tratamento adequado do processo de transição na camada limite é importante para capturar corretamente as físicas envolvidas e os processos de “*Stall*” e “*Post-Stall*” nas pás do impelidor.



$$N_p = 0.056; N_q = 0.261$$

Figura 19 – Modelo SST Gamma Theta.

O uso de modelos “*Reynolds Stress*” é recomendado em simulações que apresentem:

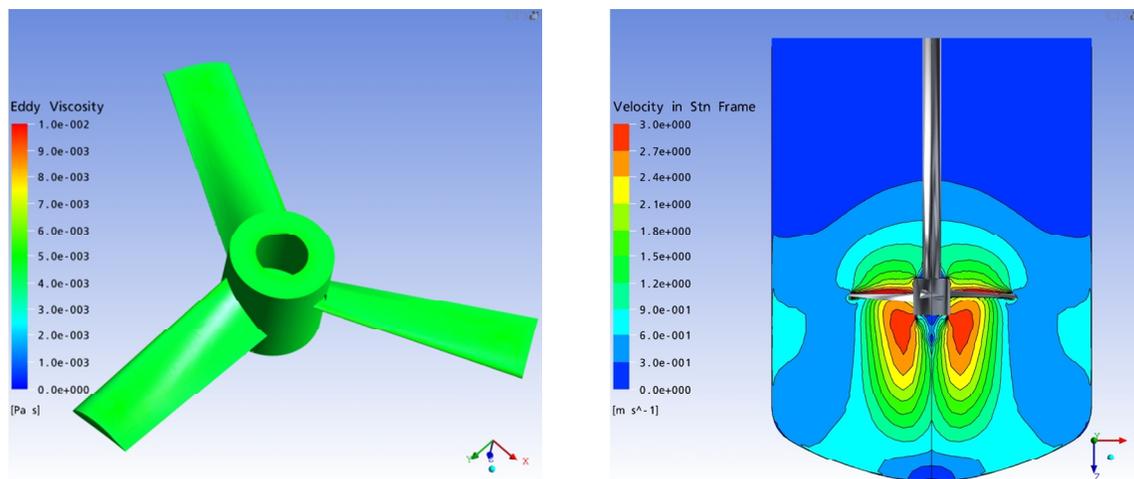
- escoamentos livres com presença de turbulência anisotrópica, como escoamentos com alto “swirl”. Isto inclui principalmente equipamentos com rotação de fluidos como ciclones, hidrociclones e tanques de mistura;
- escoamentos com mudança brusca na taxa de cisalhamento;
- escoamentos com alta curvatura na linha de corrente;
- Presença de escoamentos secundários;
- escoamentos puramente convectivos (convecção natural).

Os modelos *Reynolds Stress* apresentam melhor performance do que os baseados em viscosidade turbulenta no cálculo destes tipos de escoamentos. A

maior justificativa para o uso dos modelos *Reynolds Stress* é a utilização de equações de transporte individuais para cada tensor de *Reynolds* e para a taxa de dissipação. Estes modelos são caracterizados por sua alta aplicabilidade em distintas classes de escoamento.

Sua grande desvantagem é a alta complexidade do modelo matemático devido ao acréscimo do número de equações de transporte utilizado. Este processo leva a uma redução da robustez numérica e a um aumento do tempo computacional.

A Figura 20 mostra que, mesmo calculando o tensor de *Reynolds* completamente, o modelo SSG não consegue prever corretamente a transição laminar-turbulenta nas pás do impelidor, mas apresenta um padrão de escoamento parecido com o modelo SST.



$$N_p = 0.054; N_q = 0.238$$

**Figura 20 – SSG Reynolds Stress.**

O modelo SSG tem como sua maior deficiência a utilização de modelos para simulação da camada limite baseados as equações de  $\varepsilon$  (dissipação de energia cinética turbulenta), o que prejudica o cálculo correto da separação ou descolamento da camada limite.

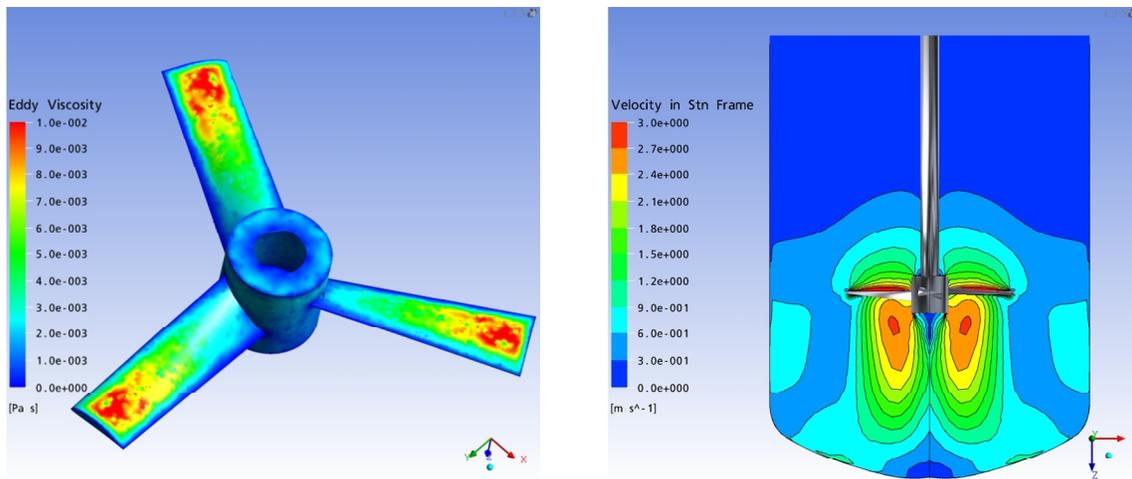
Por outro lado, formulações utilizando modelos de baixo *Reynolds* para a equação de transporte de  $\varepsilon$  são, usualmente, de maior dificuldade de integração.

O modelo BSL *Reynolds Stress* foi então desenvolvido e utiliza as equações de transporte de  $\omega$  (frequência turbulenta), ao invés das equações de  $\varepsilon$  para determinar os comprimentos característicos (escalas turbulentas).

A Figura 21 mostra que o modelo BSL *Reynolds Stress* consegue calcular corretamente a transição laminar-turbulenta, além de prever com precisão o descolamento da camada limite na presença de gradientes de pressão adverso.

Quando comparados com os modelos *Standard* de duas equações, os modelos *Reynolds Stress* utilizam seis equações de transporte adicionais que devem ser resolvidas a cada iteração do *solver*.

Os termos fontes presentes nestes modelos são mais complexos e instáveis que os termos fontes presentes nas equações dos modelos  $k-\varepsilon$  ou SST, resultando em uma maior dificuldade de convergência.



$$N_p = 0.061; N_q = 0.240$$

Figura 21 – BSL Reynolds Stress.

Com base nestes resultados o modelo SST *Gamma Theta* com correção de curvatura das linhas de corrente foi escolhido como o modelo de turbulência a ser aplicado nesta pesquisa, devido a sua grande precisão em cálculos de escoamento com alto “swirl”, alta curvatura das linhas de corrente e por calcular corretamente a transição laminar-turbulenta e a separação da camada limite na presença de gradientes de pressão adverso.

#### **6.4 Estudo de independência e requerimentos de malha.**

Estudos realizados neste trabalho mostraram que a utilização de  $y^+$  entre 0,001 e 1 não altera significativamente a solução final. Para valores de  $y^+$  maiores que 10 a localização da região de transição é deslocada à montante, aproximando-se do bordo de ataque do impelidor.

Para valores de  $y^+$  menores que 0,001 a localização da região de transição é deslocada à jusante, aproximando-se do bordo de fuga do impelidor e em valores de  $y^+$  maiores que 25, a camada limite torna-se completamente turbulenta.

Estas diferenças são causadas pelo alto valor de frequência turbulenta encontrado na região próxima as paredes, já que esta propriedade é diretamente proporcional à altura do primeiro nó na camada limite.

Os efeitos da mudança da razão de crescimento espacial da malha na direção normal à parede foram estudados com o intuito de determinar o número de nós que deve ser utilizado na camada limite.

Para razões de crescimento entre 1,05 e 1,10 nenhum efeito aparentemente pode ser observado. Já para razões de crescimento entre 1,20 e 1,40, existe uma pequena mudança da localização da região de transição à montante.

Estudos de refino de malha na direção da corda mostraram que o modelo SST não é muito sensível a este parâmetro. A independência de malha foi atingida com a utilização de aproximadamente 80 nós na direção da corda do perfil.

A Figura 22 e a Eq. 33 mostram que o número total de nós na malha do tanque de mistura é inversamente proporcional ao valor de  $y^+$  médio na pá do impelidor. Como é de grande importância a diminuição do tempo computacional requerido em processos de otimização, a escolha do  $y^+$  a ser utilizado passa a ser, então, de grande importância.

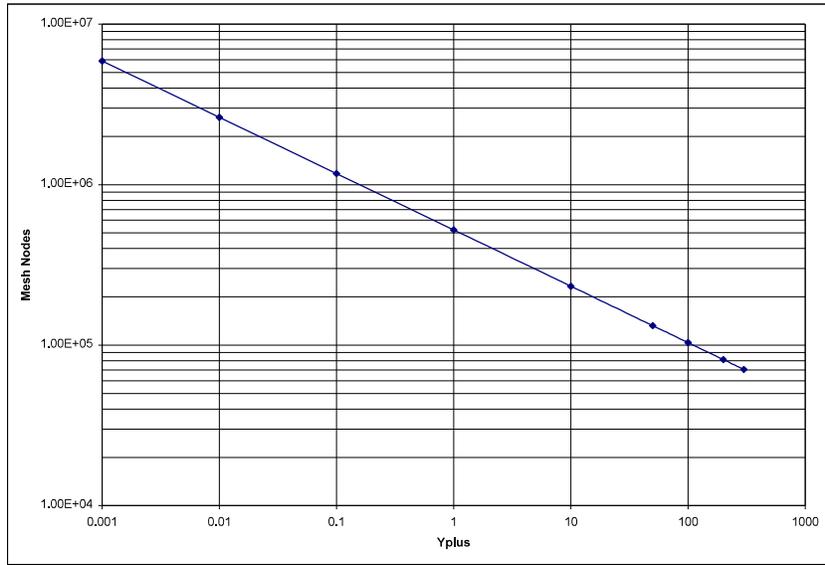


Figura 22 – Número total de nós versus  $y^+$ .

$$Mesh_{nodos} = 522605 \left( \frac{1}{(y^+)^{0.351}} \right)$$

Eq. 33

A Figura 23 mostra que uma redução do  $y^+$  de 1,0 para 0,1 gera um acréscimo do tempo computacional em 225%. Devido a este fato, a utilização de valores de  $y^+$  pequenos pode fazer com que o processo de otimização se torne inviável.

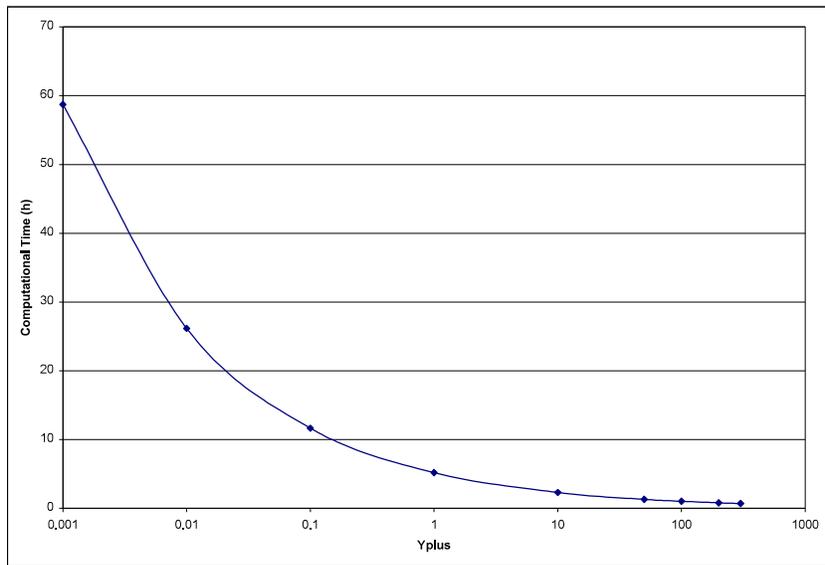


Figura 23 – Tempo computacional versus  $y^+$ .

O aumento do número total de nós na malha se deve ao aumento do número de nós na camada limite quando o valor  $y^+$  é reduzido. A Eq. 34 e a Tabela 5 apresentam a relação entre estes parâmetros.

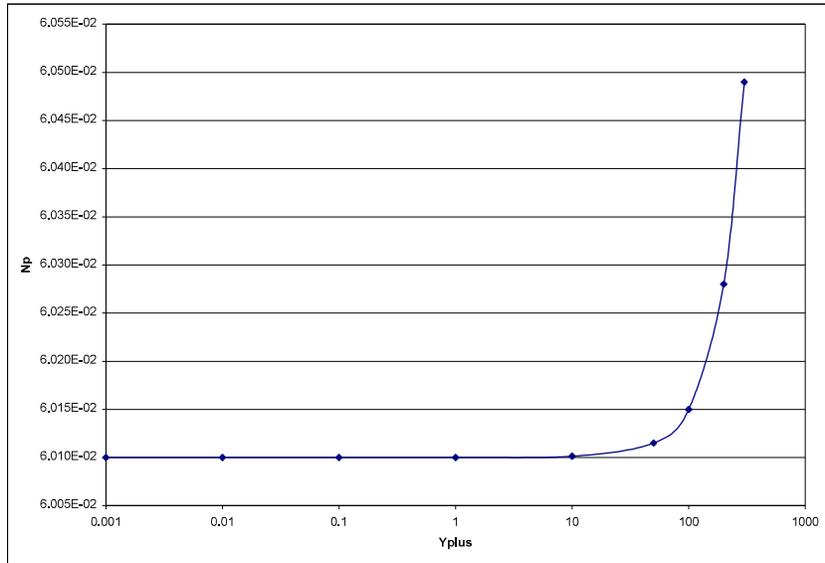
$$\delta_{nodes} = 70 - 10\text{Ln}(y^+)$$

Eq. 34

$y^+$	Altura do primeiro nó (mm)	Número de nós na camada limite
100	1.5E-01	23
10	1.5E-02	46
1	1.5E-03	70
0,1	1.5E-04	95
0,01	1.5E-05	119
0,001	1.5E-06	143

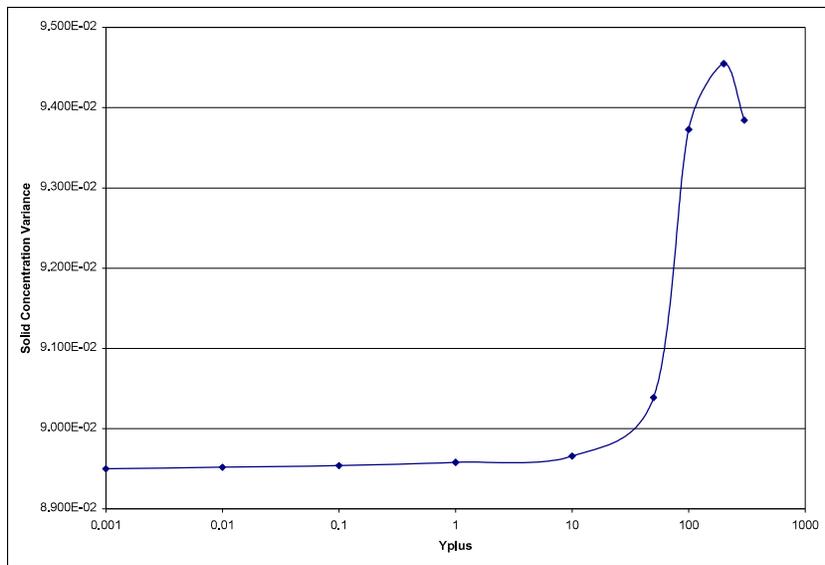
Tabela 5 – Numero de nós na camada limite.

O valor do Número de Potência ( $N_p$ ) permanece constante quando utilizados valores de  $y^+$  menores que 10. Em contrapartida, o erro encontrado em toda a faixa de  $y^+$  está na ordem de  $1.0\text{E}-04$ , mostrando que o  $y^+$  não influencia demasiadamente nos valores de  $N_p$ , conforme se vê na Figura 24 a seguir:



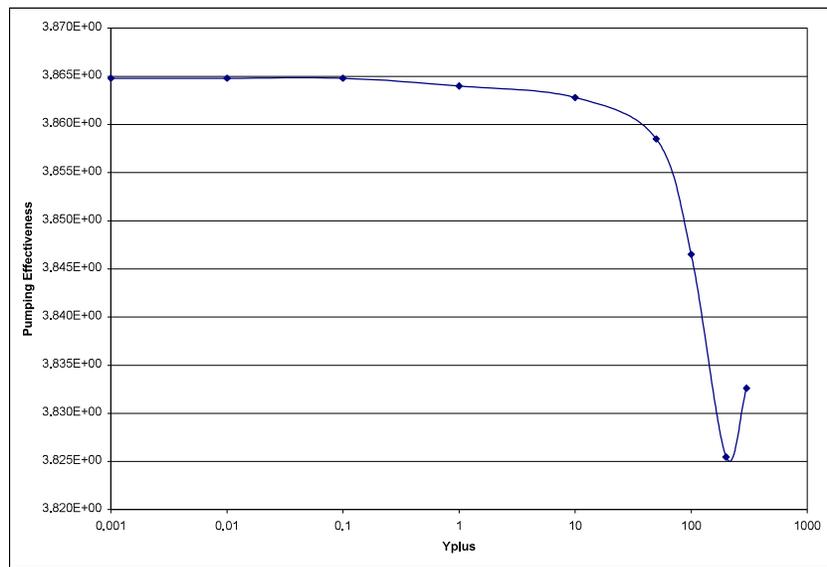
**Figura 24 – Número de Potência versus  $y^+$ .**

A variância da concentração de sólidos também permanece inalterada com a utilização de  $y^+$  menores que 10. A Figura 25 nos mostra que valores de  $y^+$  acima de 100 podem induzir a erros expressivos no processo de otimização.



**Figura 25 – Variância de concentração de sólidos versus  $y^+$ .**

A independência do valor da eficiência de bombeamento ocorre com valores de  $y^+$  menores que 1, conforme apresentado na Figura 26.



**Figura 26 – Eficiência de bombeamento versus  $y^+$**

Como em todas as simulações de CFD, este estudo de independência de malha mostrou grande importância para a obtenção de uma solução estatisticamente precisa e convergida, já que mudanças de malha afetam as soluções numéricas significativamente.

Para valores médios de  $y^+$  em torno de 1, as variações nos valores das funções-objetivo e das variáveis de saída encontraram-se menores que 3%, mostrando que a independência de malha foi atingida.

A Figura 27 mostra qualitativamente as diferenças entre a utilização de  $y^+$  para valores médios de 0,1 e de 1,0.



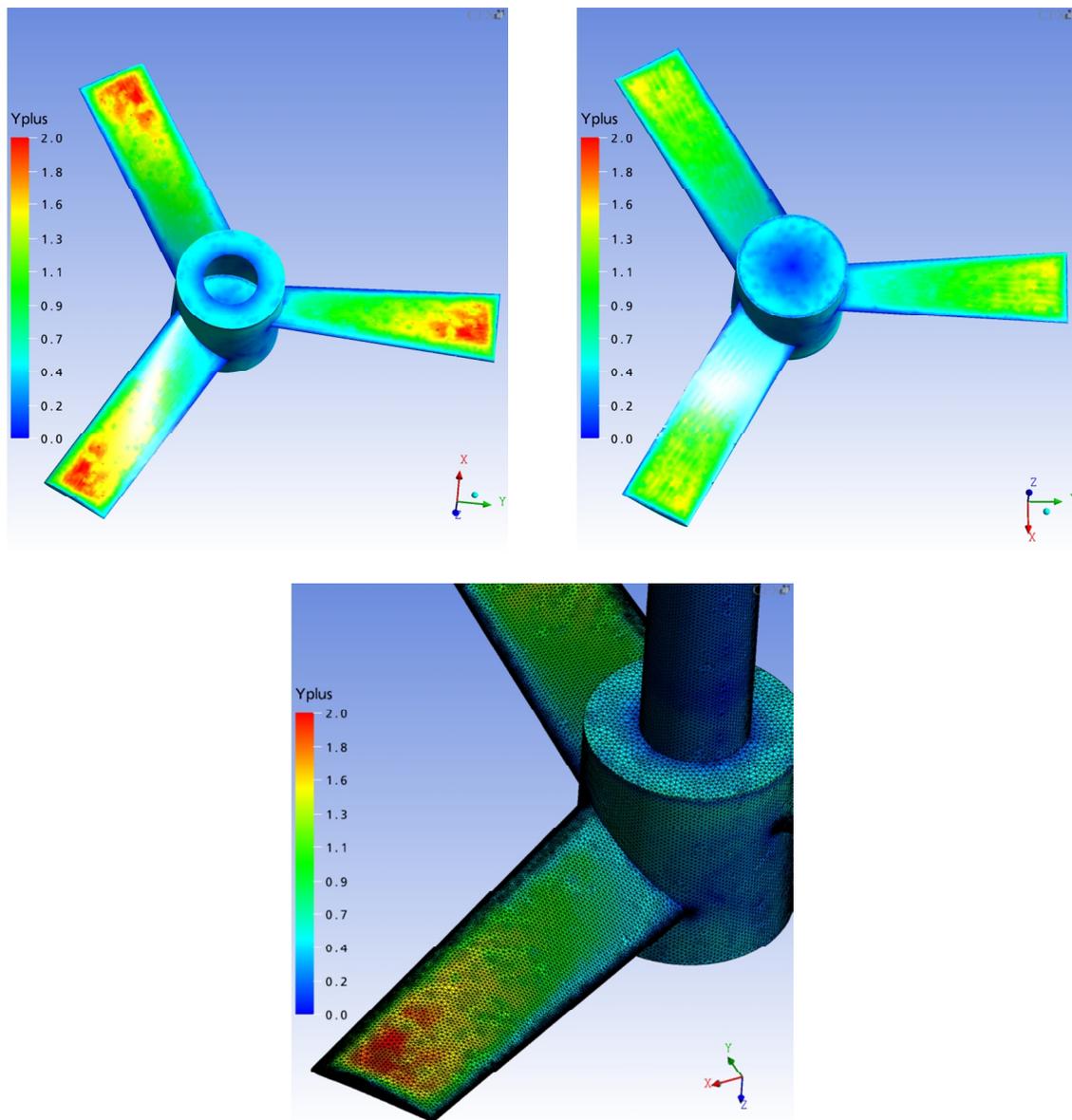


Figura 28 – Distribuição de  $y^+$  e malha superficial.

## 6.5 DOE e estudos preliminares.

Investigações preliminares são importantes para determinar o comportamento e as características principais de um problema que está sendo examinado. A idéia é obter informações qualitativas do experimento a ser realizado, bem como compreender as relações das variáveis de entrada e restrições com as funções-objetivo.

O algoritmo de *Sobol* foi utilizado para gerar uma população de 3000 indivíduos (possíveis impelidores), que possuam pouca relação de dependência entre seus parâmetros construtivos.

Esta população inicial foi então filtrada através de um algoritmo genético conhecido por “*D-Optimal*”, com o intuito de reduzir a quantidade de simulações a serem calculadas durante as análises preliminares (DOE).

A distribuição dos indivíduos gerados para o DOE inicial pode ser visualizada na Figura 29.



Figura 29 – Domínio de possíveis soluções.

A partir da solução do DOE foram geradas superfícies de resposta (RSM) para determinar a relação entre as variáveis de entrada e as funções-objetivo. A Figura 30 mostra a relação entre as variáveis de entrada contínuas (corda da raiz, corda da extremidade, ângulo na raiz, ângulo na extremidade e diâmetro do impelidor) e a variância da concentração de sólidos.

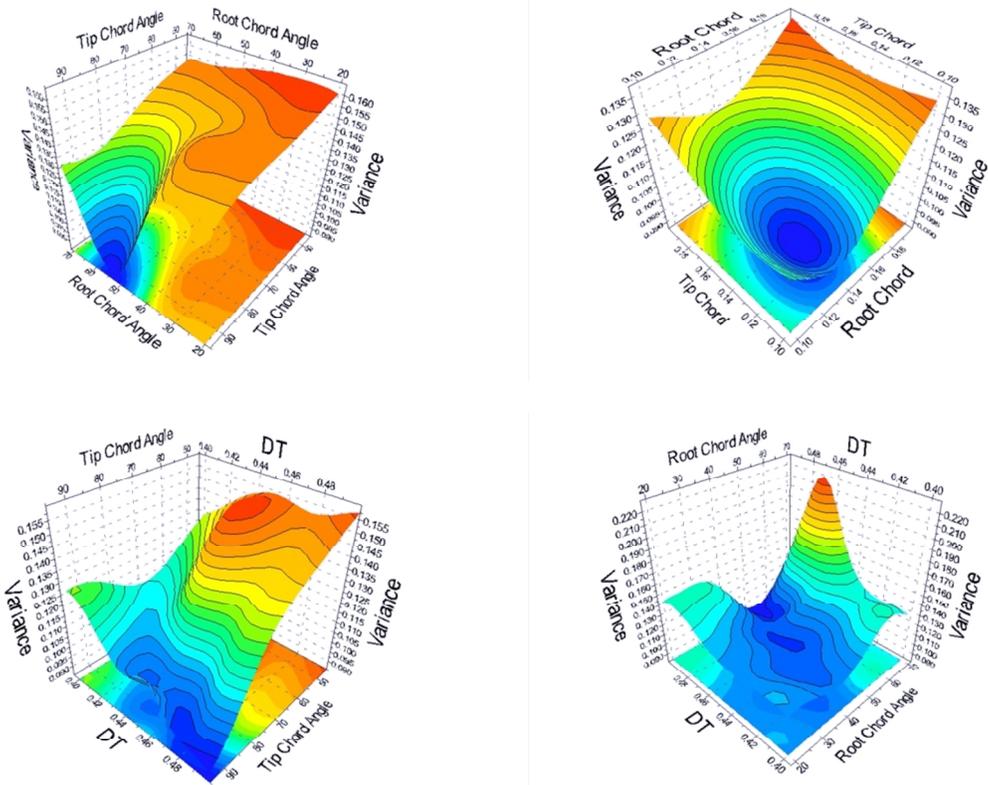
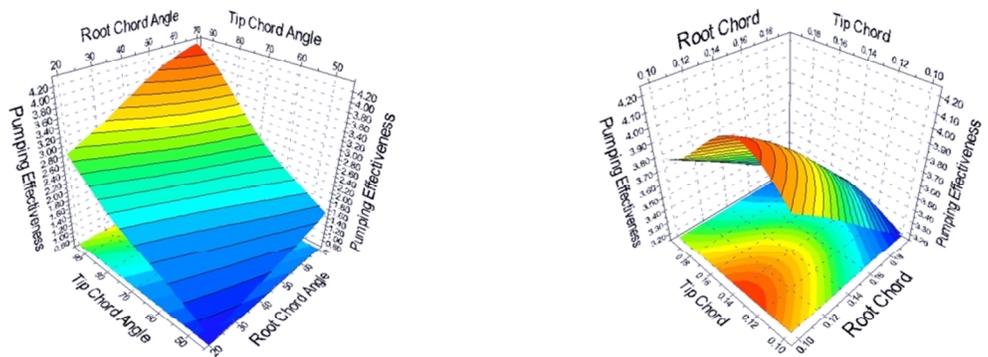
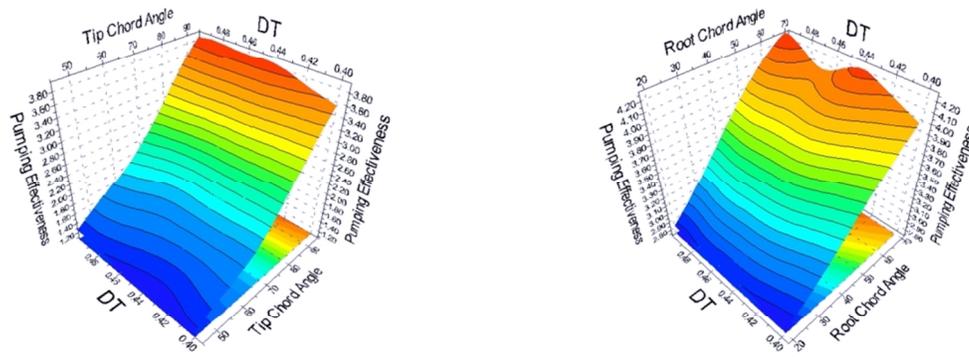


Figura 30 – Superfícies de resposta para a variância da concentração de sólidos.

A Figura 31 mostra a relação entre as variáveis de entrada contínuas (corda da raiz, corda da extremidade, ângulo na raiz, ângulo na extremidade e diâmetro do impelidor) e a eficiência de bombeamento.





**Figura 31 – Superfícies de resposta para a eficiência de bombeamento.**

O uso de planejamento experimental (DOE) e a geração de superfícies de resposta (RSM) podem acelerar consideravelmente os processos de otimização quando os métodos de cálculo consomem maior tempo computacional, como nos casos de simulação de CFD.

As RSM podem gerar funções analíticas que se aproximam às soluções de CFD, podendo ser utilizadas em otimizações virtuais como as descritas mais adiante na seção 6.6.2.

Algumas matrizes de correlação foram geradas a fim de determinar o grau de dependência entre as variáveis de entrada com as funções-objetivo e com algumas variáveis de saída.

O número de correlação é a relação linear direta entre duas variáveis e varia entre -1 e 1, descrevendo o grau de dependência entre as mesmas.

Se o número de correlação é igual a 1, então as duas variáveis são diretamente proporcionais. Caso o número de correlação seja igual à zero, as variáveis não apresentam relação direta. No caso de números de correlação igual a  $-1$ , as variáveis são inversamente proporcionais.

As matrizes de correlação mostraram que a variância da concentração de sólidos no tanque é inversamente proporcional ao ângulo na raiz e ao ângulo na extremidade do impelidor; diretamente proporcional à corda do perfil na raiz e possui fraca relação direta com a corda na extremidade e com o diâmetro do impelidor.

Esta matriz também mostra que a eficiência de bombeamento é diretamente proporcional ao ângulo na raiz e ao ângulo na extremidade do impelidor; inversamente proporcional à corda na raiz; possui fraca relação inversa com a corda na extremidade do impelidor e possui fraca relação direta com o diâmetro do impelidor.

O Número de Potência e o Número de Bombeamento são diretamente proporcionais ao ângulo na raiz e ao ângulo na extremidade do impelidor; inversamente proporcionais à corda na raiz; possuem fraca relação inversa com a corda na extremidade do impelidor e possui fraca relação direta com o diâmetro do impelidor.

Estas correlações podem ser visualizadas na Figura 32.

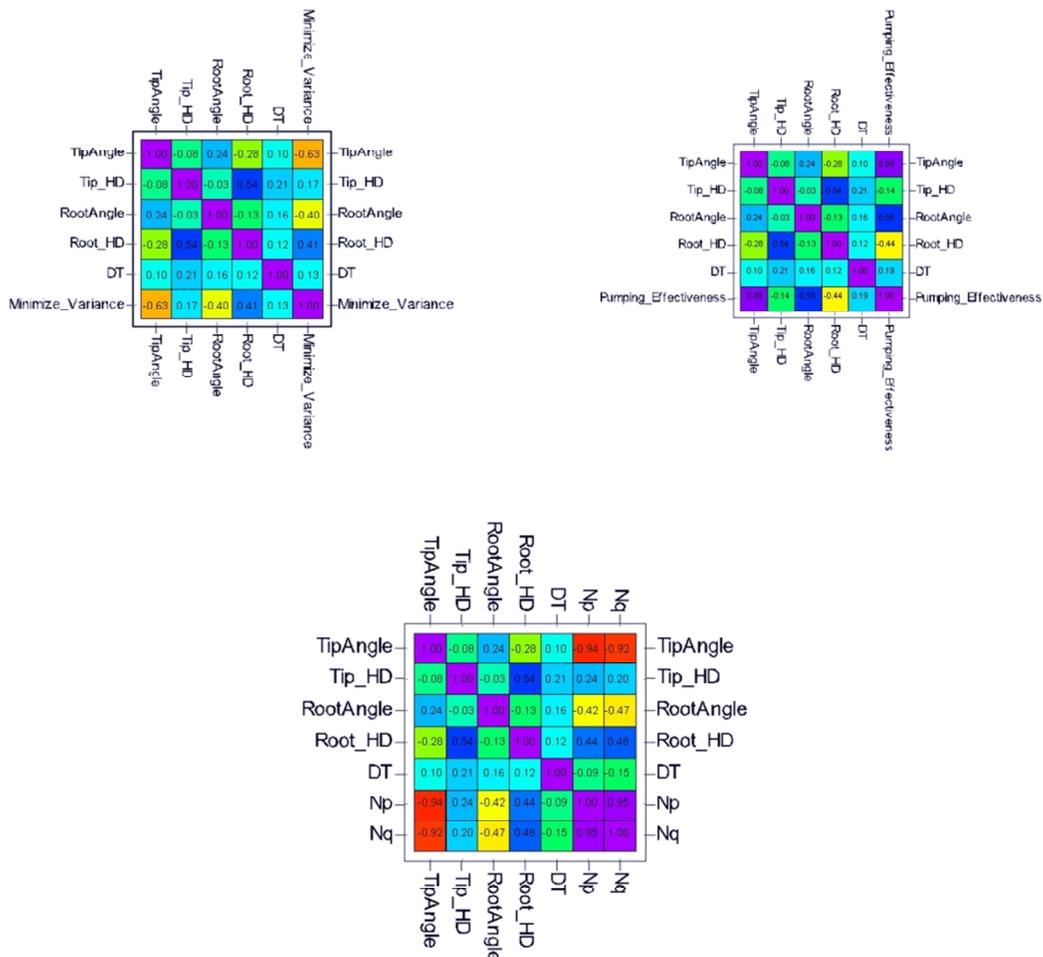


Figura 32 – Matrizes de correlação.

## **6.6 Resultados do processo de otimização.**

O processo de otimização consiste na procura de uma nova geometria de impelidor que melhore os valores de performance originais do impelidor PBT45 (Impelidor de pás retas inclinadas a 45 graus). O algoritmo genético MOGA-II, disponível no software modeFRONTIER, foi escolhido para este estudo devido à sua alta robustez e velocidade de convergência.

Este algoritmo apresenta dois aspectos interessantes: primeiro, possibilita a busca de ótimos globais; segundo, garante que uma otimização realmente multi-objetivo seja realizada sem a necessidade da definição de funções peso, fazendo com que uma “Fronteira de Pareto” seja determinada no final do processo de otimização.

Os algoritmos tradicionais de otimização multi-objetivo transformam estes tipos de problemas em otimizações mono-objetivo através do uso de funções-peso. Esta pesquisa não tem como intuito obter a geometria de um impelidor de alta eficiência através destes procedimentos. O real objetivo deste trabalho é encontrar no final do processo de otimização a “Fronteira de Pareto” onde os pontos pertencentes à mesma não são dominados.

Durante o processo de otimização, o algoritmo genético calcula uma série sucessiva de geometrias de impelidores (indivíduos). Cada nova população (geração) contém indivíduos gerados pela evolução dos indivíduos predecessores. O processo evolutivo é alcançado através do uso de operadores como seleção, reprodução cruzada e processos de mutação, entre outros.

O algoritmo genético gerencia os pontos que não respeitam as restrições e penaliza estes indivíduos proporcionalmente ao seu nível de erro. Inicialmente, um grupo de geometrias (impelidores) é calculado a fim de iniciar o processo de otimização.

O processo de otimização nesta pesquisa foi dividido em duas etapas:

- Uma otimização real onde todas as funções-objetivo e restrições são calculadas através de uma ferramenta de CFD (ANSYS CFX);

- Uma otimização virtual onde superfícies de resposta (RSM) foram geradas para interpolar/extrapolar os resultados iniciais. Este processo reduz drasticamente o tempo computacional.

### 6.6.1 Otimização real.

É importante mencionar que o tempo computacional requerido para realizar um ciclo completo levou aproximadamente 5,2 horas em um computador duo-processado AMD Athlon™ MP 2800+ com 2 GB RAM.

O processo de otimização foi configurado a fim de garantir a robustez, obtendo resultados interessantes após quinze gerações de trinta indivíduos (450 ciclos completos), levando aproximadamente 98 dias de tempo computacional total.

O ciclo real de otimização descrito na Seção 5.2 gerou, no final do processo, um conjunto de 15 possíveis geometrias não dominadas que possuem uma baixa variância na concentração de sólidos no tanque de mistura e uma alta eficiência de bombeamento. A distribuição dos resultados pode ser visualizada na Figura 33.

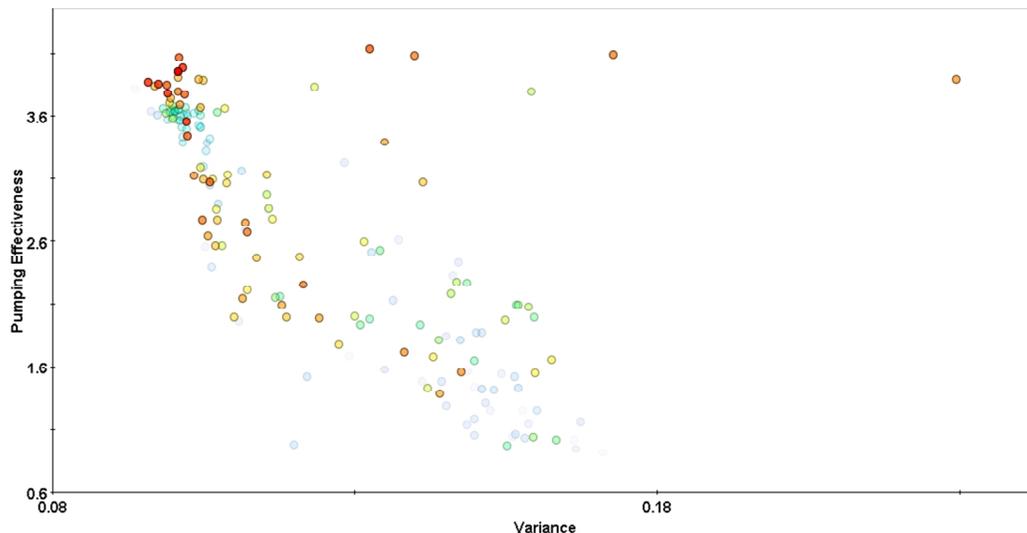


Figura 33 – Resultados obtidos no ciclo de otimização real.

### 6.6.2 Otimização virtual.

Com o objetivo de reduzir o tempo computacional foram utilizadas superfícies de resposta (RSM) para interpolar/extrapolar os resultados obtidos na etapa real de otimização.

O processo Gaussiano foi aplicado na geração das RSM para as funções objetivo e restrições. Este método é excelente, pois reduz os erros de extrapolação por utilizar superfícies de resposta polinomiais, essenciais quando a natureza das superfícies de resposta é desconhecida.

Durante o ciclo de otimização virtual, quinhentas gerações de trinta indivíduos foi calculada (15000 ciclos completos de otimização) em apenas três minutos.

A fronteira de Pareto completa pode ser visualizada na **Figura 34**, apresentando uma grande distribuição de valores na variância de concentração de sólidos, porém uma pequena distribuição de valores na eficiência de mistura.

Conseqüentemente, a utilização de uma ferramenta de tomada de decisões não se fez necessária, sendo escolhida como a melhor geometria o impelidor com menor variância de concentração de sólidos.

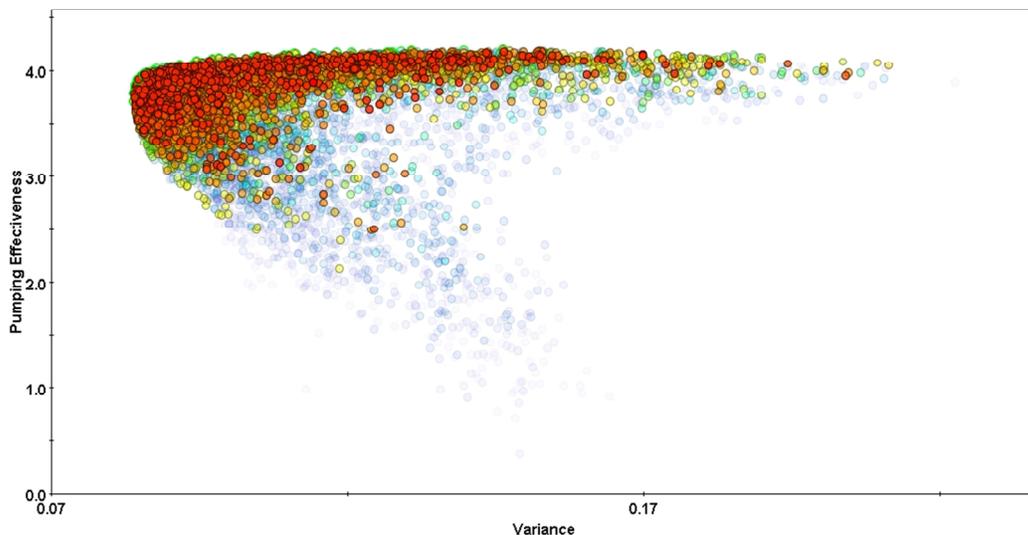


Figura 34 – Otimização final – Fronteira de Pareto.

A Figura 35 e a Figura 36 mostram que os erros gerados pelas superfícies de resposta são em média menores que 1.5%.

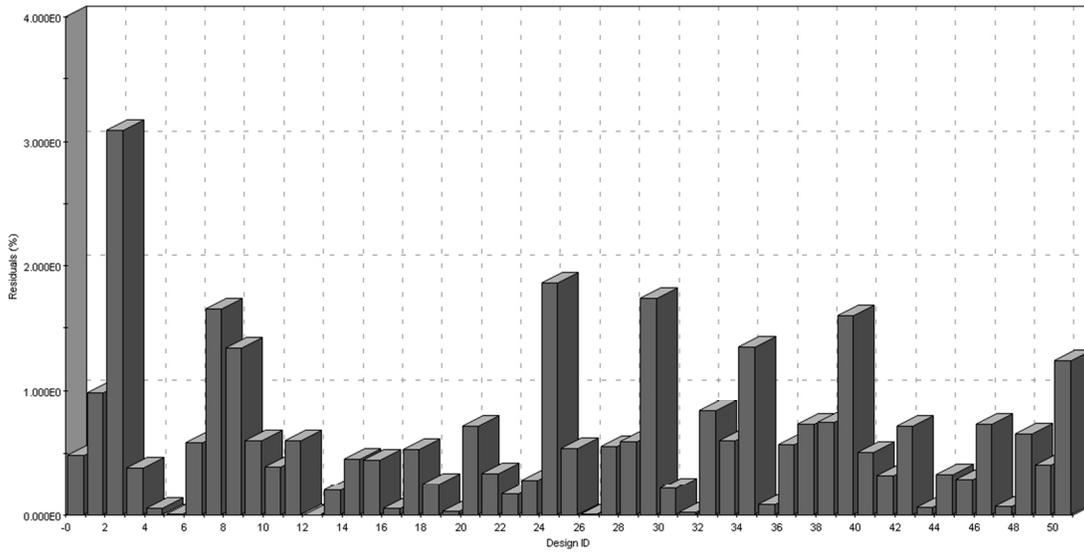


Figura 35 – Erros na estimativa da variância pelas RSM.

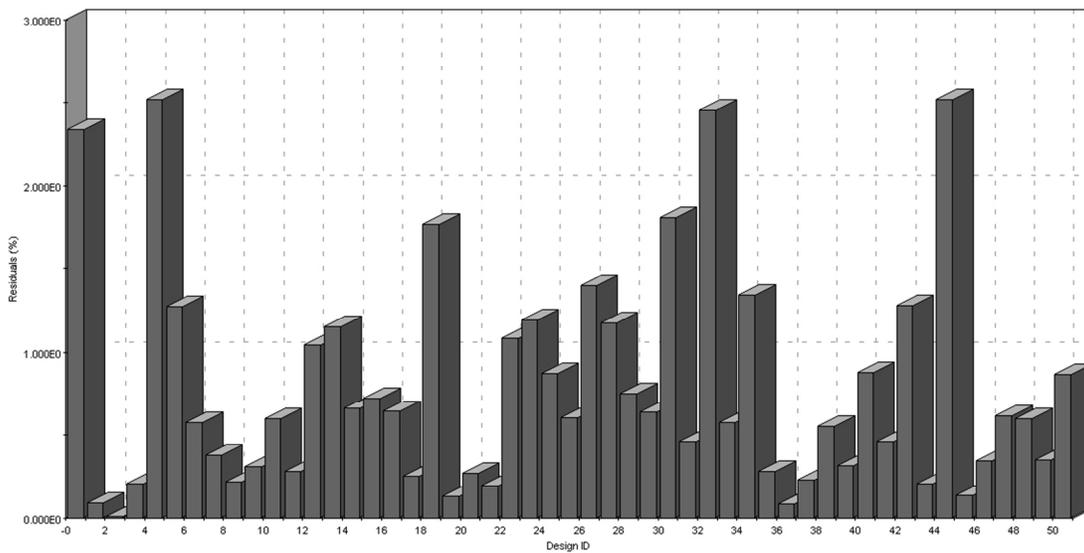


Figura 36 – Erros na estimativa da eficiência de bombeamento pelas RSM.

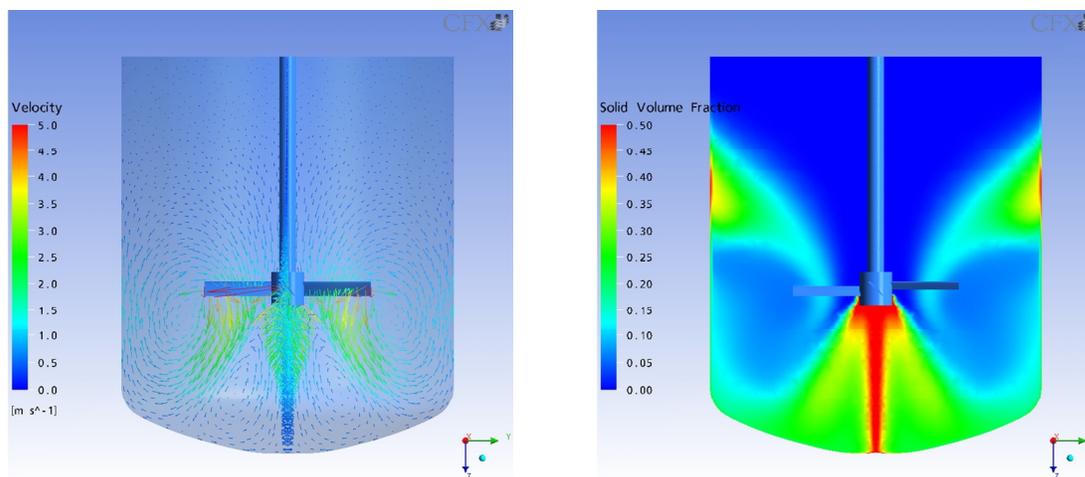
## 6.7 Impelidor otimizado.

Após o processo de otimização a variância da concentração de sólidos no tanque de mistura foi reduzida em 48,5% e a eficiência de bombeamento foi aumentada em 410% quando comparado com a performance de um impelidor padrão de pás retas inclinadas – PBT45.

Antes de atingir estes resultados, a análise preliminar (DOE), através de uma análise estatística *t-Student*, determinou a relação entre as funções-objetivo e os parâmetros de construção do impelidor (variáveis de entrada). Esta análise mostrou que todas as variáveis de entrada possuem uma grande correlação com as funções-objetivo.

O impelidor original (PTB45) apresenta um baixo ângulo de descarga e conseqüentemente uma ineficiente suspensão de sólidos. A eficiência de bombeamento também é reduzida devido à presença de uma descarga radial gerada pela separação da camada limite na região de sucção do impelidor e a presença de um “*Stall*” massivo devido ao exagerado ângulo de ataque.

Os gráficos de vetor velocidade, de distribuição da concentração de sólidos, das linhas de corrente e da distribuição de velocidade podem ser visualizados na Figura 37.



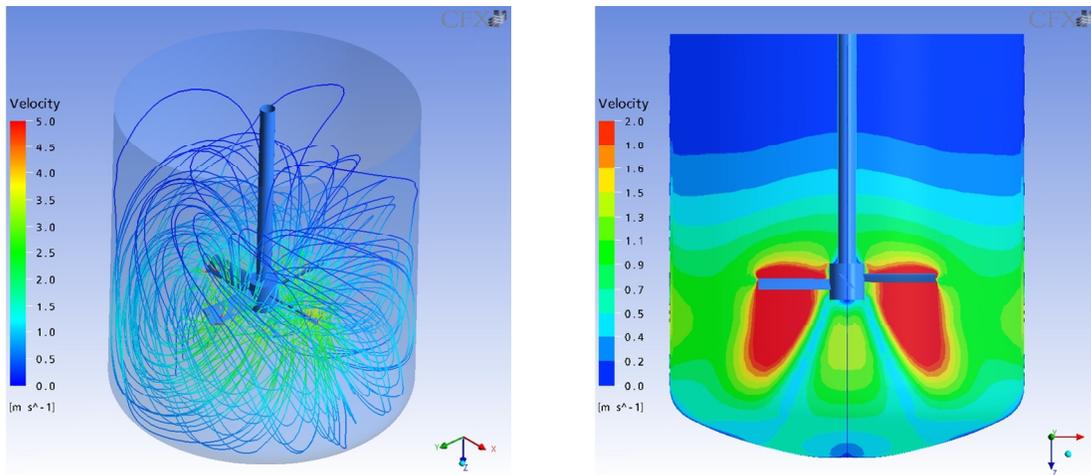
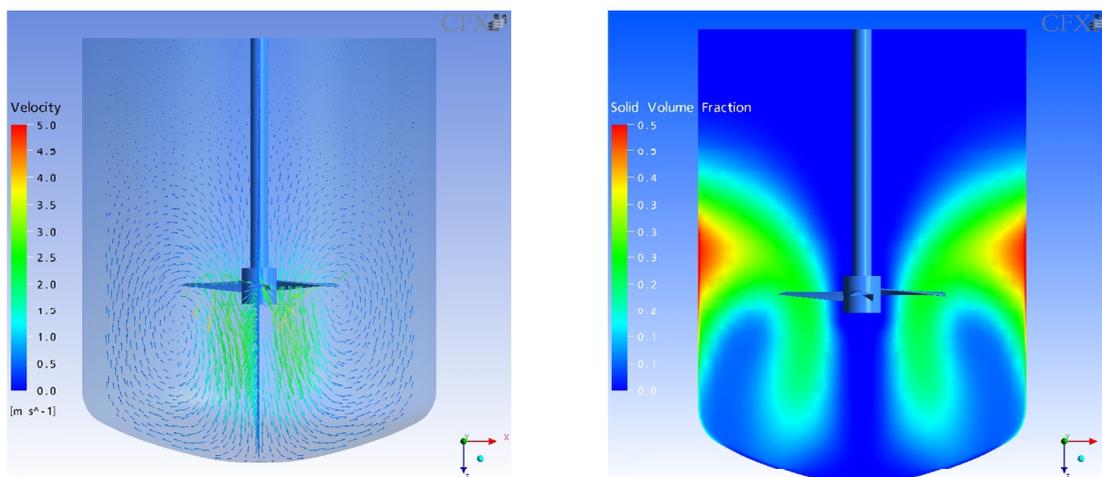


Figura 37 – Design Inicial – Impelidor de referência PTB45.

O impelidor otimizado apresenta um grande ângulo de descarga resultando em uma alta suspensão de sólidos e em uma alta eficiência de bombeamento. A Figura 38 apresenta os gráficos de vetor velocidade, de distribuição da concentração de sólidos, das linhas de corrente e da distribuição de velocidade para o impelidor proposto.

A concentração de sólidos no fundo do tanque é baixa, resultando em pequena variância e em uma excelente homogeneização da suspensão.



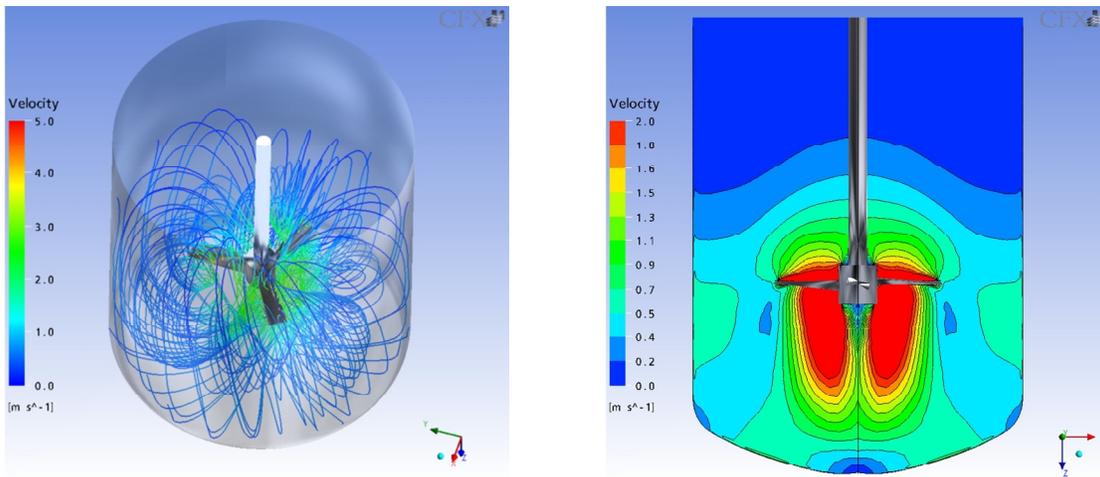


Figura 38 – Impelidor otimizado.

Durante o processo de otimização verificou-se uma alta correlação entre o Número de Potência e o Número de Bombeamento. O gráfico de dispersão apresentado na Figura 39 mostra que esta correlação é praticamente logarítmica.

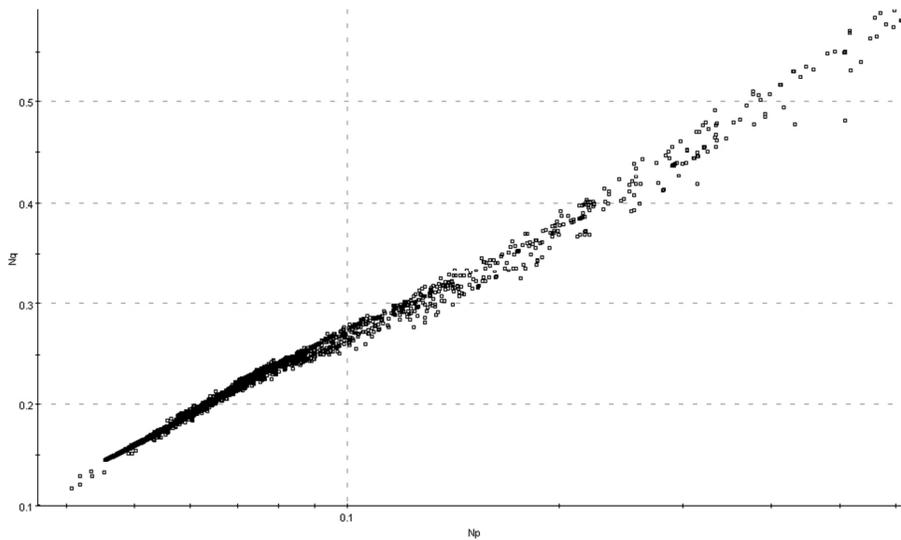


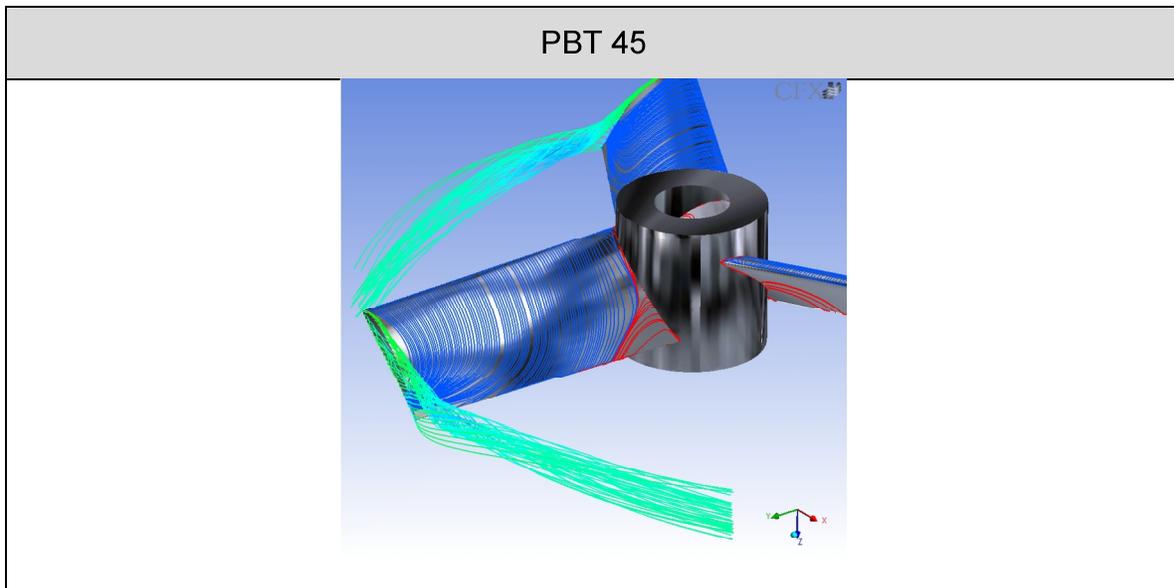
Figura 39 – Número de Potência versus Número de Bombeamento.

O impelidor PTB45 apresentou vários fenômenos relacionados à perda de escoamento axial, desprendimento excessivo de vórtices, vórtices no Hub e grande esteira, gerando efeitos relevantes de influência entre pás.

Quando operado em números de *Reynolds* intermediário ( $10^4$ ), o PTB45 apresentou um desprendimento de vórtices que induz fluxos radiais tanto na região de sucção quanto na região de pressão do impelidor, principalmente na região de ponta.

Quando operado em alto número de *Reynolds*, a presença de um grande descolamento na camada limite na região próxima ao *Hub* induz um alto gradiente de pressão adverso, gerando grandes componentes de velocidade radiais que prejudicam sua eficiência.

A fuga lateral do escoamento, o vórtice na ponta do impelidor e o vórtice gerado na região do *Hub* podem ser visualizados na Figura 40.



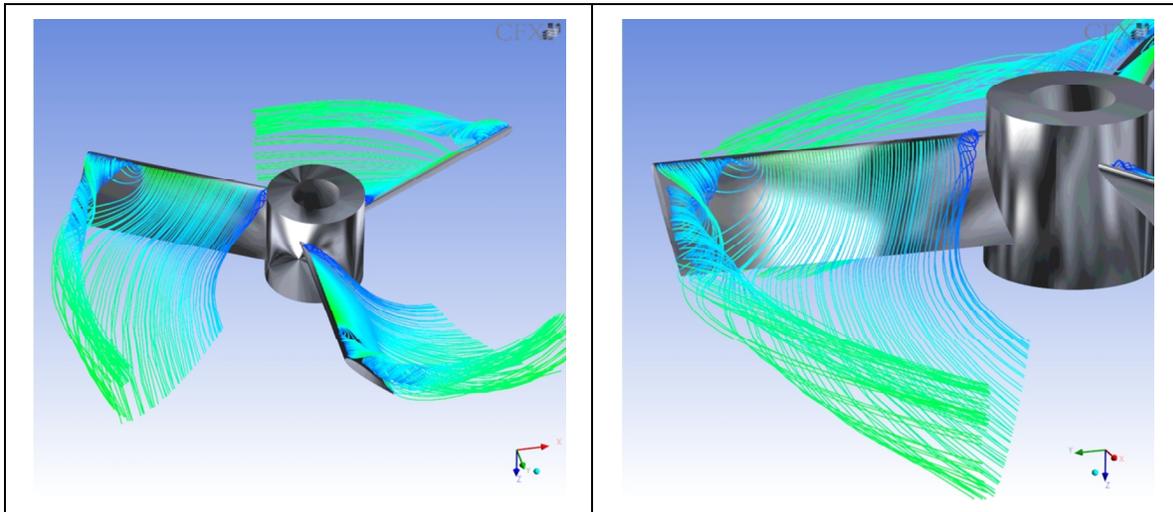
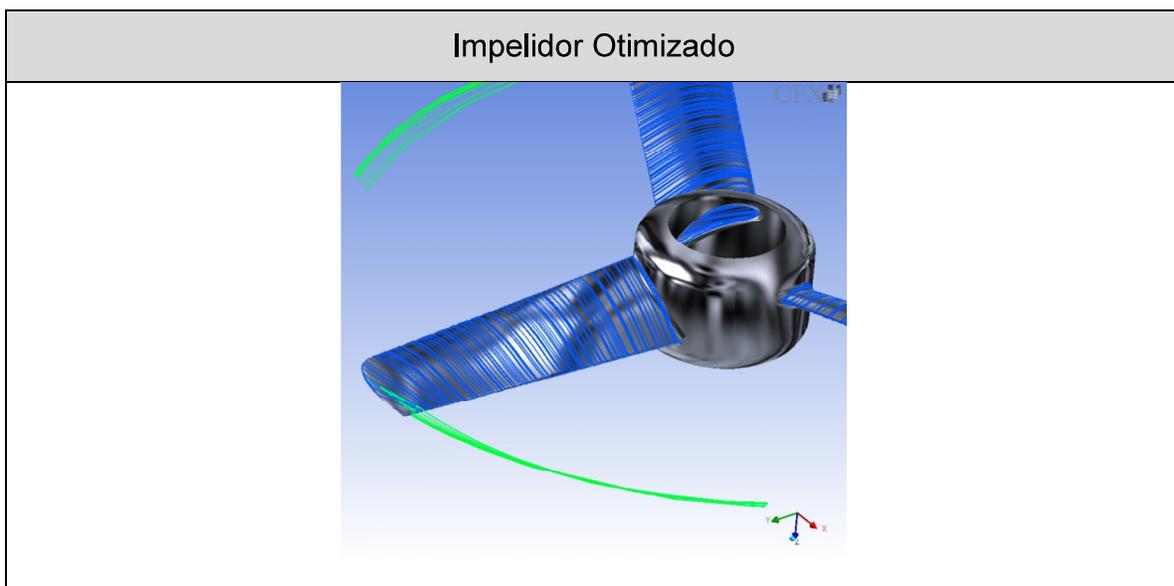


Figura 40 – Linhas de corrente no impelidor PTB45.

No impelidor otimizado, somente uma pequena recirculação é encontrada na região entre o bordo de fuga do perfil e o *Hub*. Esta recirculação é rapidamente dissipada ao longo do impelidor, não havendo a geração de uma esteira capaz de influenciar o escoamento entre as pás.

O pequeno vórtice de ponta do impelidor não chega a prejudicar o escoamento, fazendo com que o componente radial seja quase nulo. As linhas de corrente do escoamento geradas pelo impelidor otimizado podem ser visualizadas na Figura 41.



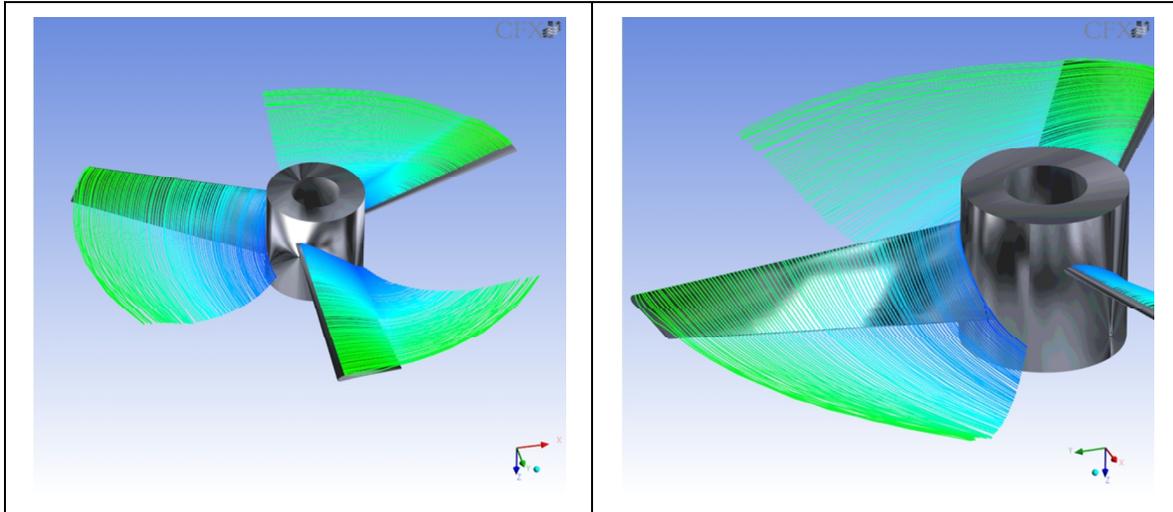


Figura 41 – Linhas de corrente no impelidor otimizado.

Na Figura 42 podemos perceber que o escoamento gerado pelo impelidor otimizado é praticamente axial, existindo apenas uma região de recirculação conforme esperado para este tipo de impelidor.

A Figura 43 mostra a geração de uma segunda região de recirculação na parte inferior do tanque de mistura gerada pelo baixo ângulo de descarga do impelidor PTB45. Esta região de recirculação não permite uma boa suspensão dos sólidos com baixa homogeneização da mistura.

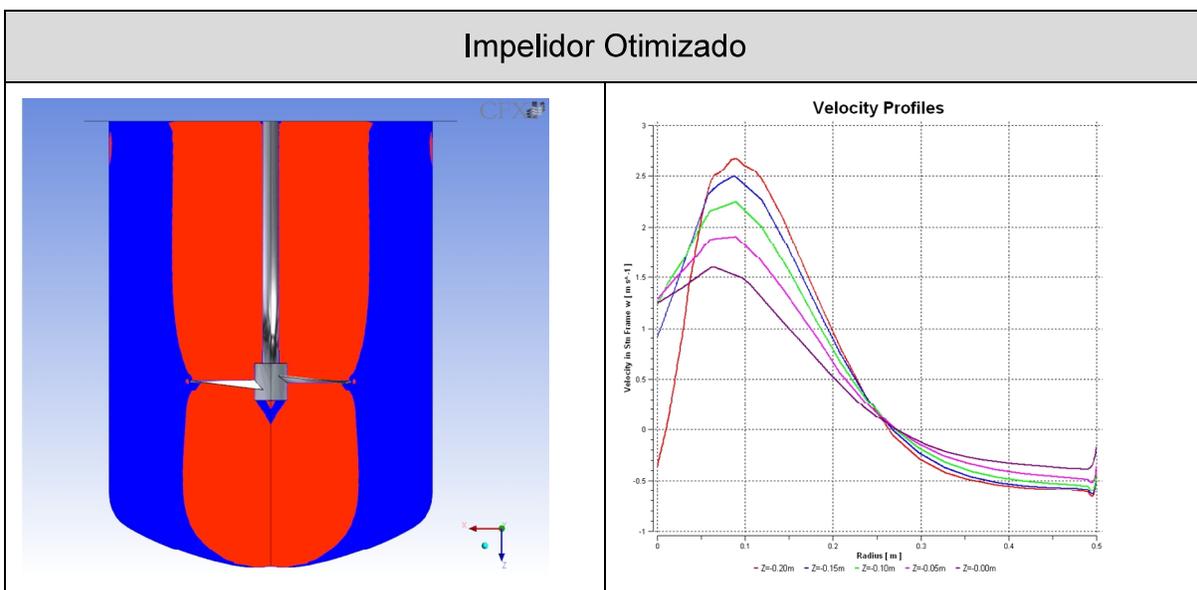
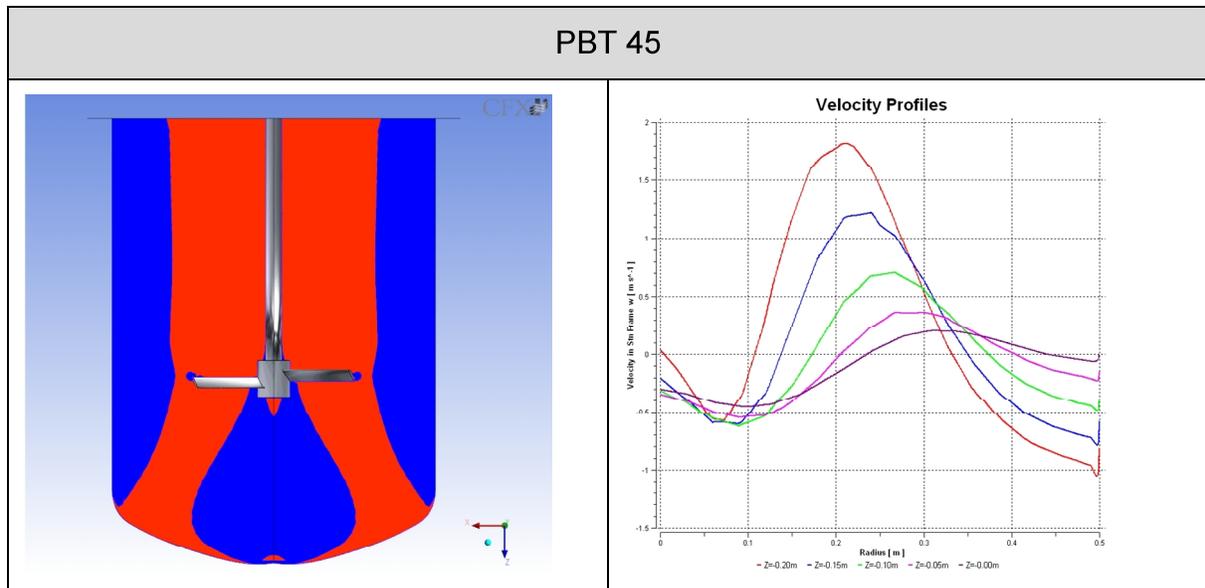
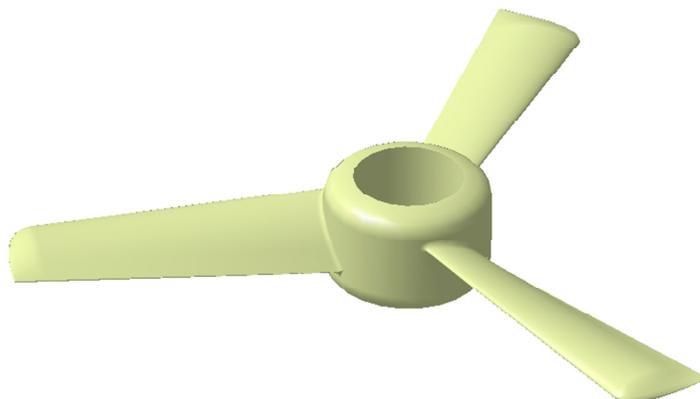


Figura 42 – Distribuição de velocidade axial no impelidor otimizado.



**Figura 43 – Distribuição de velocidade axial no PBT 45.**

Após as etapas de otimização utilizando o ANSYS CFX e o modeFRONTIER, uma ponta de pá foi projetada a fim de reduzir os vórtices de ponta de pá e o arrasto induzido. Uma união suave entre a pá e o Hub também foi projetada para reduzir o descolamento da camada limite nesta região e melhorar a eficiência de sucção da pá. A geometria final do impelidor pode ser vista na Figura 44.



**Figura 44 – Geometria do impelidor otimizado.**



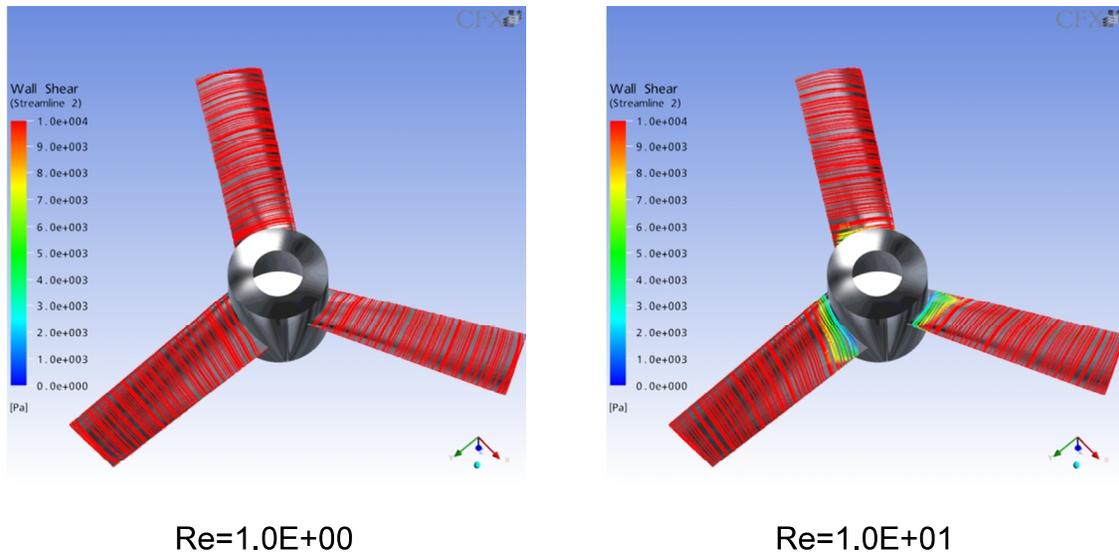
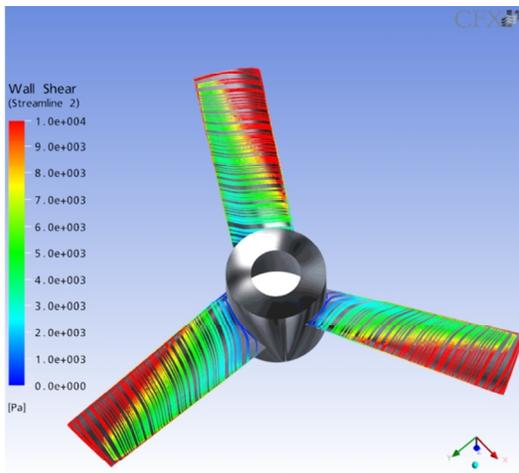


Figura 46 – Operação em regime laminar.

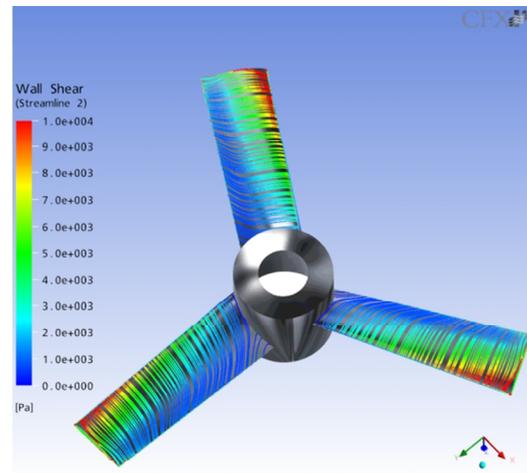
Operando em regime de transição uma pequena fuga radial começa a aparecer e altos valores de cisalhamento ainda são presentes. O escoamento gerado continua sofrendo a influência dos altos valores de viscosidade cinemática (molecular), sendo dissipando rapidamente na região próxima ao impelidor.

Estes efeitos fazem com que o impelidor não apresente boas características de operação nesta faixa de *Reynolds*, utilizada para mistura de fluidos com viscosidade entre 500 e 10.000 cP.

As linhas de corrente na superfície do impelidor operando em regime de transição podem ser visualizadas na Figura 47.



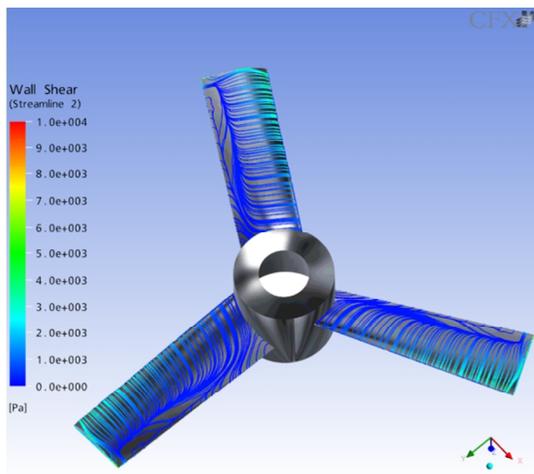
Re=1.0E+02



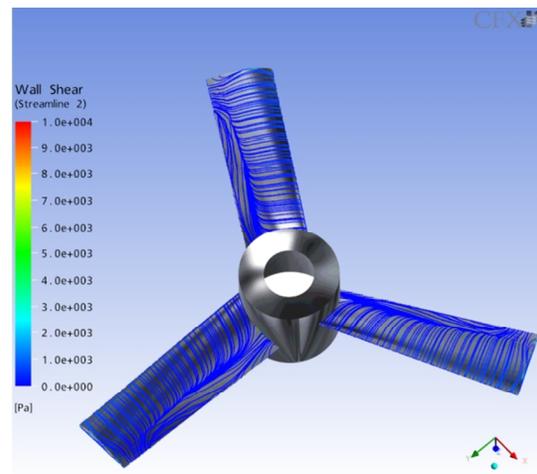
Re=1.0E+03

**Figura 47 – Operação em regime de transição.**

Quando operado em regime turbulento com número de *Reynolds* menor que 1.0E+05, o impelidor apresenta um descolamento da camada limite na região próxima ao bordo de fuga. Este efeito pode ser visualizado na Figura 48.



Re=1.0E+04

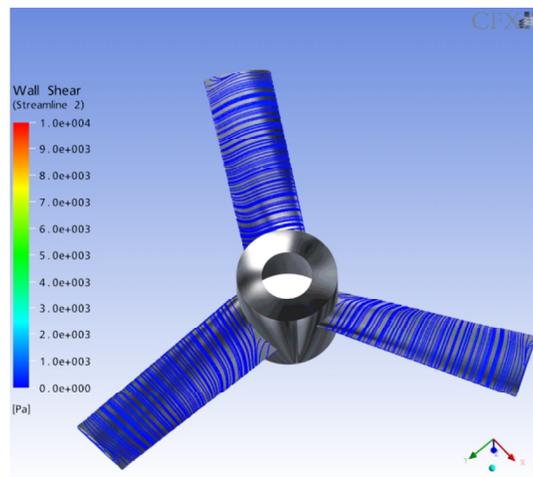


Re=1.0E+05

**Figura 48 – Operação em regime turbulento -  $Re \leq 1.0E+05$ .**

Quando operado em número de *Reynolds* maior que  $1.0E+06$ , o impelidor apresenta sua máxima eficiência, não sendo observado o descolamento da camada limite e gerando um escoamento predominantemente axial.

As forças inerciais dominam as forças viscosas, fazendo com que uma excelente mistura seja alcançada para produtos de baixa viscosidade. As linhas de corrente em sua superfície podem ser visualizadas na Figura 49.



Re=1.0E+06

**Figura 49 – Operação em regime turbulento –  $Re \geq 1.0E+06$ .**

## 6.9 Comparação de tempos de mistura.

Um estudo numérico foi realizado para estimar o tempo de mistura. O resultado deste estudo mostrou que o impelidor otimizado apresenta uma redução de 30% no tempo necessário para que uma boa homogeneização fosse alcançada.

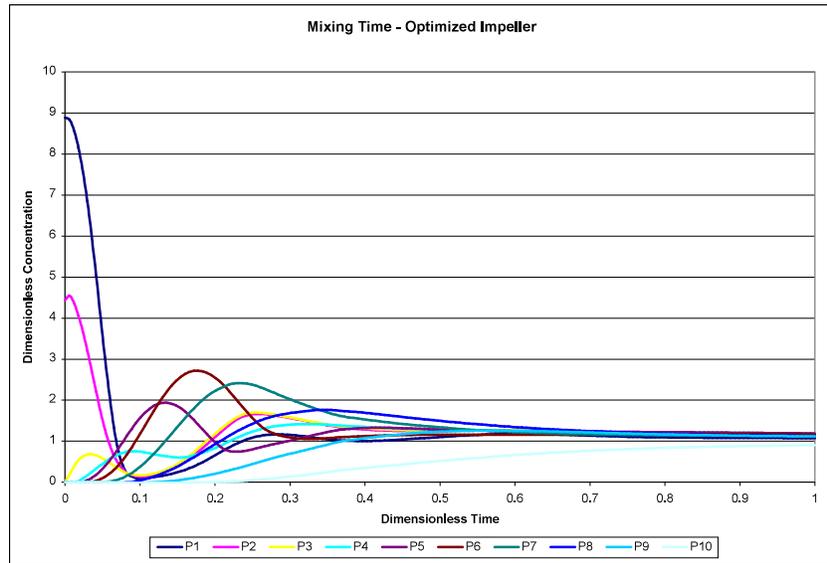


Figura 50 – Tempo de mistura para o impelidor otimizado.

Comparando a Figura 50 e a Figura 51 verifica-se que a presença de um escoamento com grande componente axial é realmente de grande importância no processo de suspensão de sólidos, já que o impelidor PBT45 apresenta uma fuga radial do escoamento.

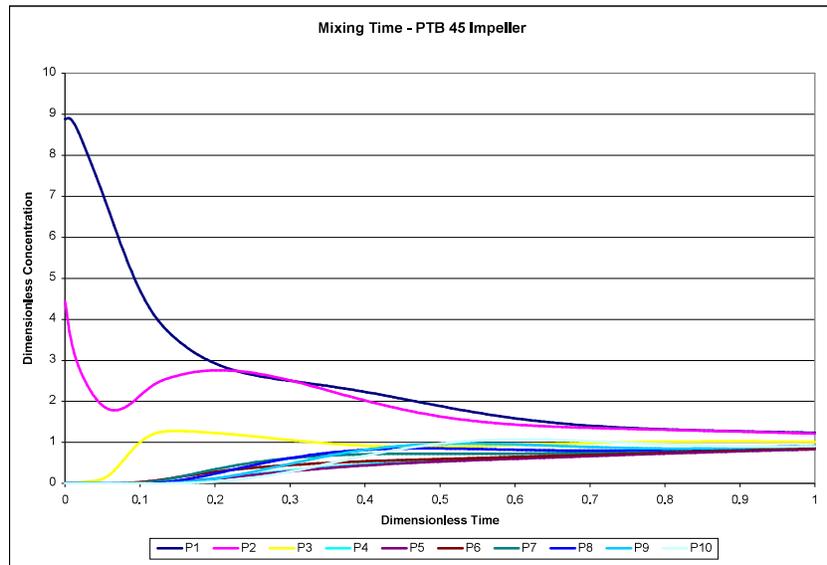


Figura 51 – Tempo de mistura para o impelidor PTB45.

## 7 Validação dos resultados numéricos.

---

Este capítulo contempla os métodos e resultados experimentais utilizados para validação dos dados numéricos apresentados no capítulo anterior. Também são descritos os processos de construção de um protótipo de impelidor e os cálculos estruturais envolvidos nos testes de viabilidade.

### 7.1 Construção do protótipo.

Prototipagem rápida é uma das formas de construção de objetos através da modelagem de peças sólidas. A primeira técnica de prototipagem rápida foi desenvolvida nos anos 80 onde as peças eram fabricadas em partes e posteriormente soldadas ou coladas.

Os equipamentos de prototipagem rápida transformam o desenho CAD em sucessivas camadas de material em pó. Em cada camada o pó é fundido através de um feixe de laser e “colado” à camada anterior, até a criação do protótipo completo.

O processo utilizado para a construção dos protótipos é conhecido como estereolitografia (SLA), utilizando-se o equipamento *Sinterstation* 2000 do CenPRA.



Figura 52 – Equipamento Sinterstation® 2000

Foram construídos três impelidores: o impelidor padrão PBT45, o impelidor otimizado pelo modeFRONTIER e o impelidor otimizado com as alterações de ponta de pá e arredondamento na junção pá/hub, conforme mostrados na Figura 53:



**Figura 53 – Conjunto de protótipos.**

### *7.1.1 Propriedades do material.*

As propriedades do material utilizado para a construção dos protótipos são sumarizadas na Tabela 6. Estas propriedades foram utilizadas para os cálculos mecânicos realizados na seção seguinte.

Propriedades	Tipo de teste	valor
Densidade	ASTM D792	0.28 Lb/in <sup>3</sup> (7.8 g/cm <sup>3</sup> )
Tensile - Yield Strength (0.2%)	ASTM E8	68 Ksi (470 MPa)
Tensile Strength	ASTM E8	88 Ksi (610 MPa)
Elongação máxima	ASTM E8	2.0 - 4.0%
Módulo de Young	ASTM E8	20 Msi (138 GPa)
Compression - Yield Strength	ASTM E8	70 Ksi (480 MPa)
Condutividade Térmica	ASTM E457	23 BTU/ft-hr-°F (39 W/m°C) @215°C (419°F)
Coeficiente de expansão térmica	ASTM E831	4.14 $\mu$ in/in/°F (7.45 $\mu$ m/m/°C)

Tabela 6 – Propriedades do material.

## 7.2 Cálculos mecânicos para o eixo e pás do protótipo.

Com intuito de verificar se os protótipos não apresentariam falha (quebra), alguns cálculos mecânicos foram realizados para verificar os efeitos no eixo, nas pás e no hub, incluindo cálculos de frequência natural, vibração de eixo e distribuição de tensões.

Diante da premissa que o impelidor encontra-se completamente submerso no líquido e que o vórtice central não alcança as pás do impelidor, uma análise de CFD foi realizada para calcular o torque e o campo de pressão no protótipo. Os valores obtidos foram utilizados como “carregamento” nos cálculos de análise estrutural (FEA) realizado pelo ANSYS Structural.

Os cálculos mecânicos envolveram: determinação da distribuição de tensão, torção e flexão do eixo e das pás, máxima deformação e frequência natural crítica.

### 7.2.1 Iteração fluido-estrutura do protótipo.

A simulação do escoamento gerado pelo protótipo em escala real foi realizada através do ANSYS CFX, obtendo uma distribuição do campo de pressão nas pás e no Hub conforme a Figura 54.

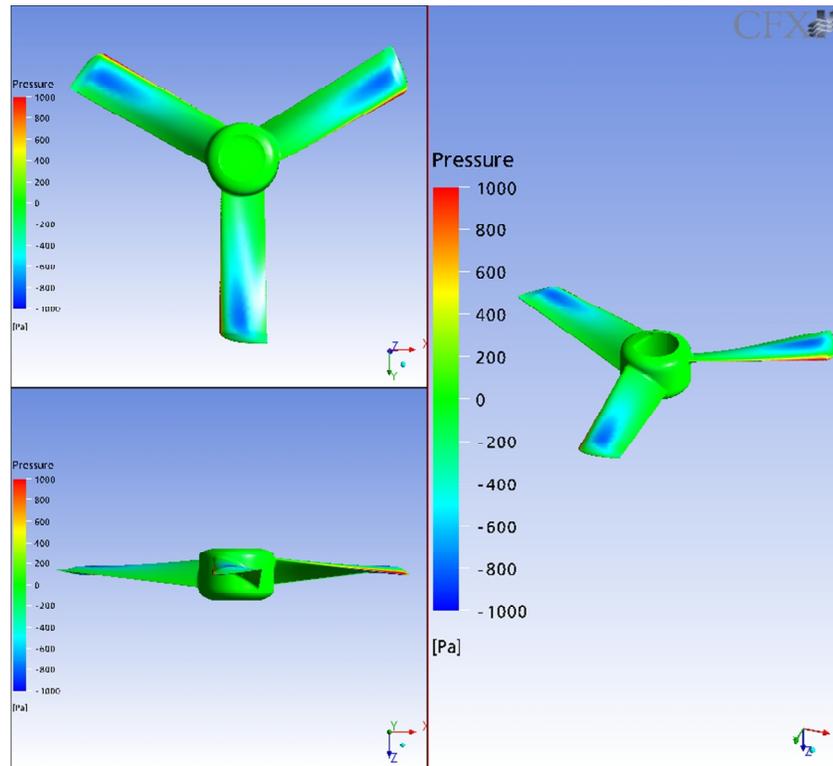
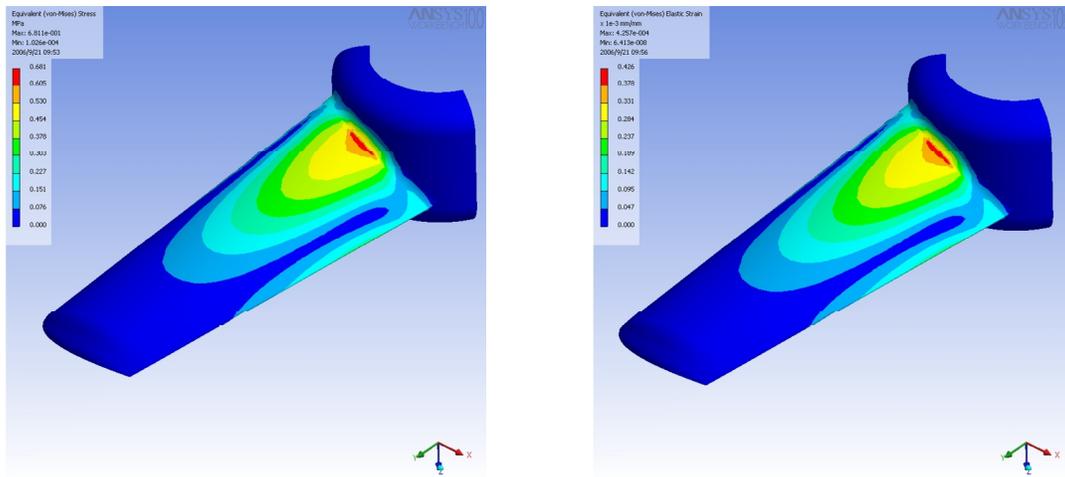


Figura 54 – Distribuição de pressão no protótipo.

Este campo de pressão foi utilizado como “carregamento” nos cálculos estruturais realizados pelo ANSYS Structural, obtendo a distribuição de tensões e deformações no impelidor, conforme a Figura 55.



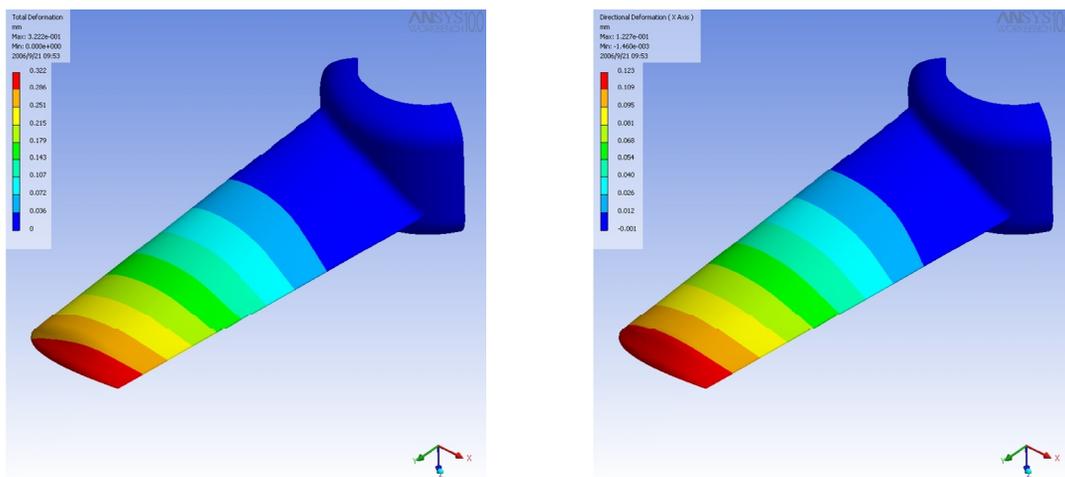
“Equivalent Stress (von-Mises)”

“Equivalent Elastic Strain (von-Mises)”

Figura 55 – Distribuição de tensões na pá do impelidor

As tensões máximas encontradas são verificadas na região do acoplamento pá/hub e estão dentro dos níveis permitidos para o material utilizado na construção do protótipo. Estes valores indicam que não haveria quebra do protótipo quando utilizado nas condições dos experimentos.

A deformação estimada através da simulação FEA encontra-se na ordem de 1.0E-02 milímetros, o que aparentemente não influencia no escoamento.



Deformação total

Deformação na direção x

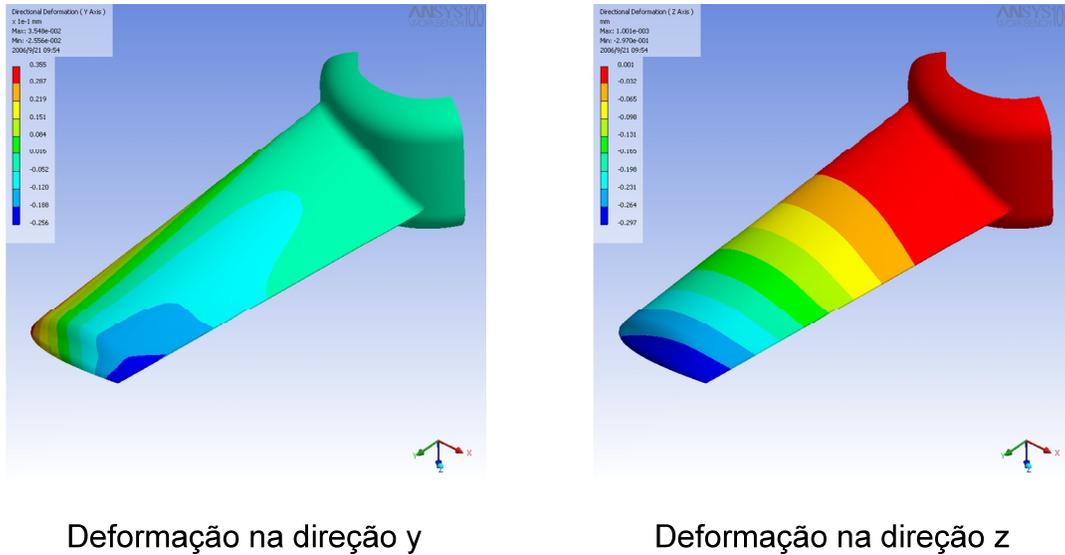


Figura 56 – Deformação do impelidor

A Figura 56 mostra que as maiores deformações acontecem no sentido axial, o que era esperado devido aos gradientes de pressão encontrados entre a região de sucção e pressão do impelidor.

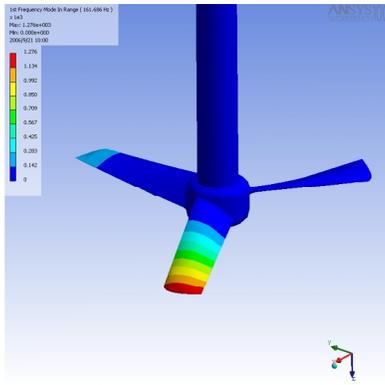
A deformação decorrente do arrasto aerodinâmico (deformação na direção x) foi três vezes menor do que a gerada pela sustentação (deformação na direção z), o que indica uma boa escolha do perfil aerodinâmico escolhido.

### 7.2.2 Análise modal.

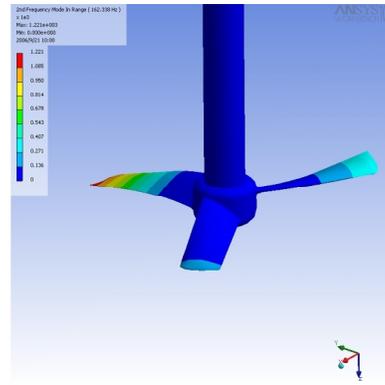
Uma análise modal foi realizada para verificar se as freqüências naturais de vibração do conjunto impelidor/eixo não se encontravam dentro da faixa de freqüência de rotação.

Foram obtidos os seis primeiros módulos de vibração: o primeiro ao terceiro referentes à flexão da pá, o quarto e o quinto referentes à flexão do eixo e o sexto módulo a somatória dos três primeiros módulos na pá do impelidor.

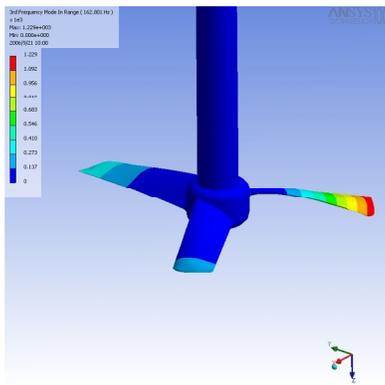
Os módulos de vibração encontrados estão mostrados na Figura 57.



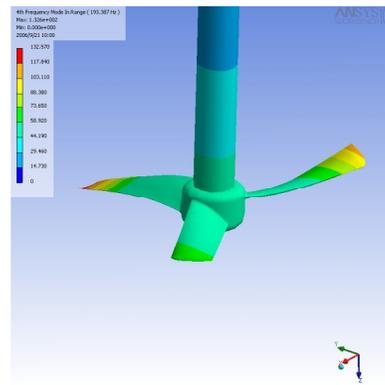
1° módulo de vibração



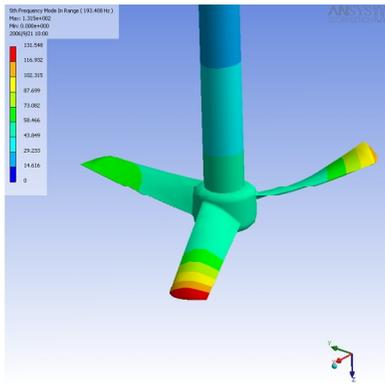
2° módulo de vibração



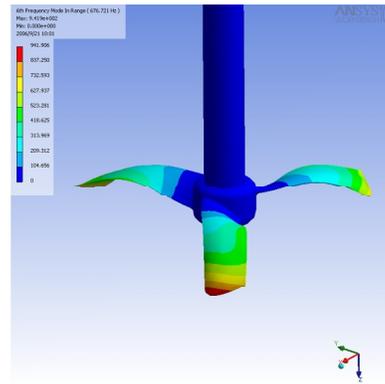
3° módulo de vibração



4° módulo de vibração



5° módulo de vibração



6° módulo de vibração

Figura 57 – Freqüências naturais do conjunto impelidor/eixo

A Tabela 7 resume as frequências calculadas, indicando que não existiriam problemas relacionados às frequências críticas durante a utilização do protótipo.

Modo de Vibração	Frequência
1º módulo de vibração	152.74Hz
2º módulo de vibração	152.81Hz
3º módulo de vibração	153.02Hz
4º módulo de vibração	193.00Hz
5º módulo de vibração	193.00Hz
6º módulo de vibração	645.59Hz

**Tabela 7 – Frequências naturais.**

### **7.3 Resultados experimentais.**

Após a construção dos protótipos, foram realizados experimentos para determinar:

- A curva de Número de Potência versus o Número de Reynolds;
- Suspensão de sólidos em diferentes consumos de potência;
- O escoamento gerado pelos impelidores através de aplicações de feixes de laser.

#### *7.3.1 Materiais e métodos.*

Os experimentos foram realizados utilizando como fluido a água a 25°C em um tanque de mistura piloto apresentado as características a seguir:

- Fundo toro esférico 10%;
- Tanque de acrílico;
- Estrutura de sustentação de aço inox 316L;
- Conjunto de 4 chicanas removíveis;

- Motor elétrico SEW de 1,5 kW;
- Painel de controle;
- Torquímetro digital MAGTROL.

O software MAGTROL - “Motor Testting Software” foi utilizado para a aquisição de dados experimentais (torque, potência e velocidade de rotação).

O sistema piloto e o torquímetro digital são apresentados na Figura 58.



**Figura 58 – Sistema de agitação piloto.**

As dimensões do tanque de mistura e das chicanas utilizadas são resumidas na Tabela 8.

<b>Tanque de mistura</b>	
Diâmetro do tanque (T)	380 mm
Altura do tanque (H)	693 mm
Nível de Líquido (Z)	380 mm
Distância do impelidor ao fundo do tanque (C/T)	$C/T = \frac{1}{4} = 95 \text{ mm}$
<b>Chicanas</b>	
Número de Chicanas	4
Largura da Chicana ( $w_b$ )	$T/12 = 31,7 \text{ mm}$

**Tabela 8 – Dados do tanque de mistura piloto.**

### 7.3.2 Cálculo do número de potência.

As validações experimentais foram realizadas somente na faixa de *Reynolds* entre  $3E+04$  e  $3E+05$  pelos seguintes fatores:

- A utilização de *Reynolds* menores que  $3E+04$  requeriam velocidades de rotação baixas que geravam erros de leitura no torquímetro;
- A utilização de *Reynolds* maiores que  $3E+05$  geravam grandes deformações dos protótipos podendo causar sua ruptura.

Para valores de *Reynolds* menores que  $3E+04$  poderia ter sido utilizado um fluido mais viscoso, como por exemplo, a glicerina. Porém, a falta de disponibilidade deste material inviabilizou os testes práticos nesta faixa de *Reynolds*.

A comparação dos dados numéricos e experimentais do Número de Potência versus o Número de *Reynolds* apresentou um erro médio de 6% que pode ser visualizado na Figura 59.

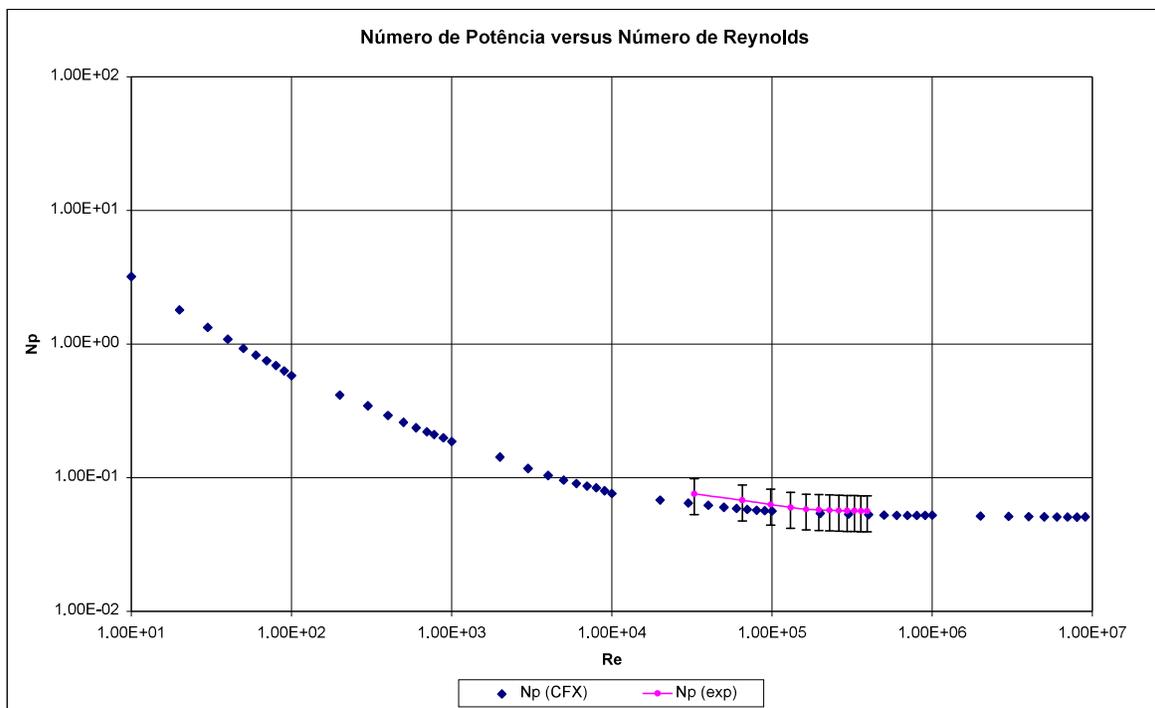


Figura 59 – Numero de Potência versus Número de Reynolds.

As curvas experimentais de Número de Potência versus Número de Reynolds para os impelidores PBT45, impelidor otimizado e impelidor otimizado com modificação de ponta de pá e arredondamento na junção pá/Hub são apresentadas na Figura 60.

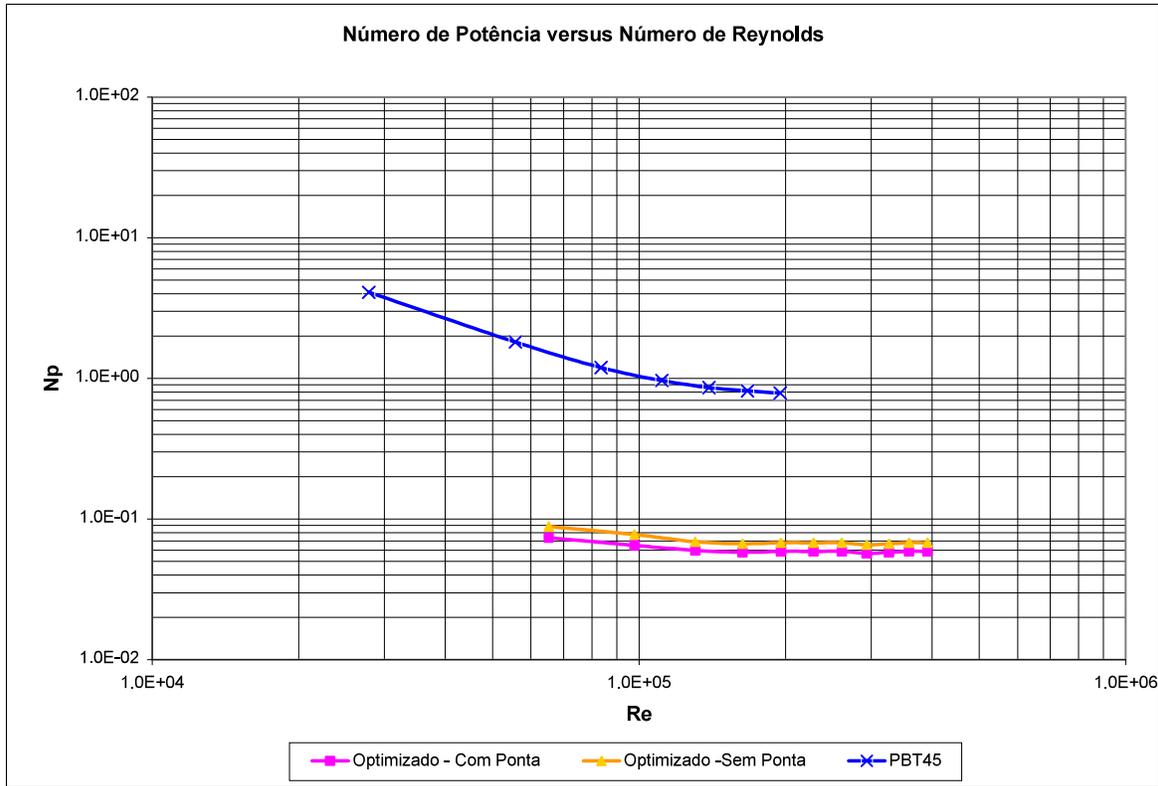


Figura 60 – Curvas para Número de Potência.

A curva analítica de Np para o impelidor otimizado com a presença de ponta foi gerada através do método de Máxima Verossimilhança, resultando na equação a seguir:

$$Np = \frac{25.4224}{Re} + 0.6475 \times \left( \frac{10^3 + 1.2 \times 11.9660 \times Re^{0.66}}{10^3 + 3.2 \times 11.9660 \times Re^{0.66}} \right)^{2.6066} \quad \text{Eq. 35}$$

Este impelidor apresenta um Np de 25 em Reynolds igual a 1 e de 0,05 em regime turbulento.

Comparando os impelidores com e sem a presença de ponta de pá, verifica-se que existe uma redução do Número de Potência em praticamente 13% quando utilizada a modificação de ponta. Este efeito está correlacionado a uma diminuição do desprendimento de vórtices na ponta da pá e na união pá/Hub, que gera uma minimização do arrasto induzido.

A Tabela 9 resume os resultados obtidos nos experimentos realizados.

Re	Optimizado - Com Ponta	Optimizado -Sem Ponta	Redução no Np
6.53E+04	7.38E-02	8.87E-02	16.8%
9.79E+04	6.50E-02	7.76E-02	16.2%
1.31E+05	6.00E-02	6.90E-02	13.0%
1.63E+05	5.81E-02	6.68E-02	13.0%
1.96E+05	5.90E-02	6.79E-02	13.0%
2.28E+05	5.90E-02	6.79E-02	13.0%
2.61E+05	5.90E-02	6.79E-02	13.0%
2.94E+05	5.71E-02	6.57E-02	13.0%
3.26E+05	5.81E-02	6.68E-02	13.0%
3.59E+05	5.90E-02	6.79E-02	13.0%
3.92E+05	5.90E-02	6.79E-02	13.0%

**Tabela 9 – Redução do Np.**

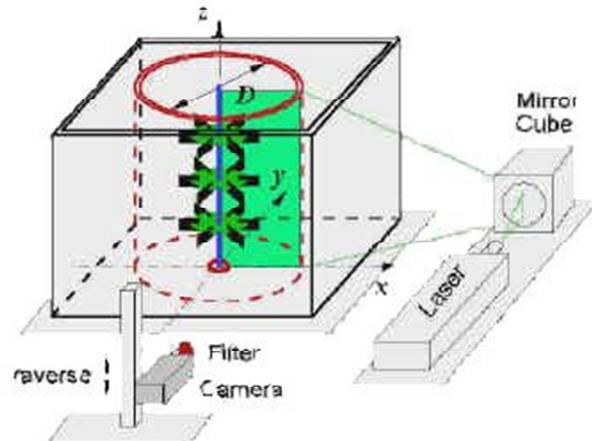
### 7.3.3 Linhas de corrente e padrões de escoamento.

Esta seção apresenta as vantagens da utilização de técnicas não intrusivas nos processos de avaliação do padrão de escoamento em sistemas de agitação.

Os equipamentos de diagnóstico ótico, como o PIV, oferecem excelente precisão na determinação do campo de velocidades e podem ser utilizados em vários processos como:

- Validação de códigos de CFD;
- Otimização de tanques de mistura;
- Determinação da melhor localização dos pontos de mistura.

Devido à alta complexidade e custo de um sistema de PIV, somente um plano de laser foi utilizado para possibilitar a aquisição de figuras das linhas de corrente geradas pelos impelidores. A Figura 61 apresenta a configuração do sistema de laser.



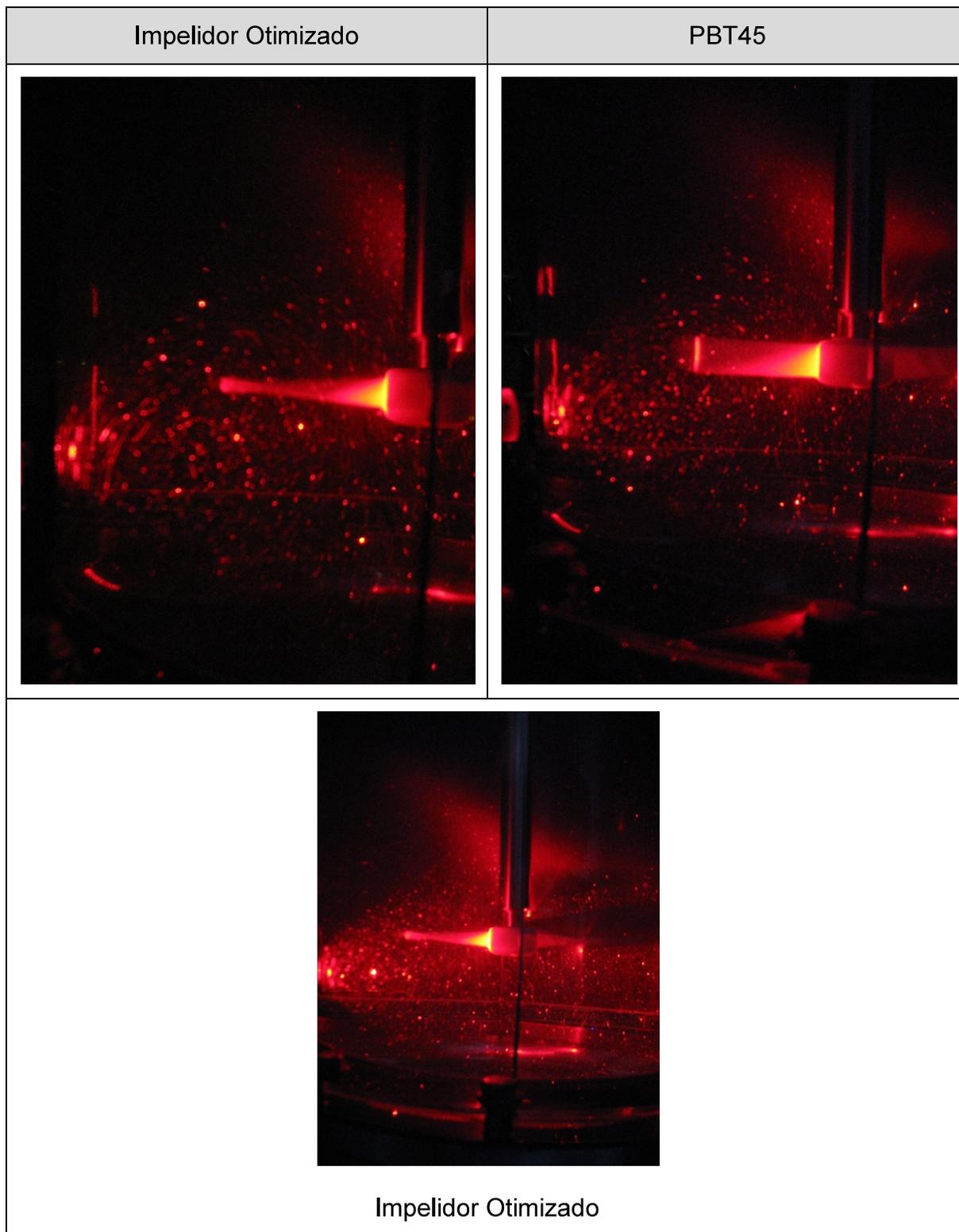
**Figura 61 – Sistema de laser.**

As figuras geradas por este sistema foram comparadas com as linhas de corrente geradas pelas simulações do ANSYS CFX, comprovando que o impelidor PBT45 apresenta baixo ângulo de descarga e, conseqüentemente, baixa suspensão de sólidos.

Sua baixa eficiência de bombeamento está relacionada à presença de um componente radial no escoamento gerado pelo descolamento da camada limite, devido ao “*Stall*” gerado pelos grandes ângulos das pás.

O impelidor otimizado apresentou alto ângulo de descarga, resultando em excelente eficiência de bombeamento com conseqüente melhora na suspensão de sólidos.

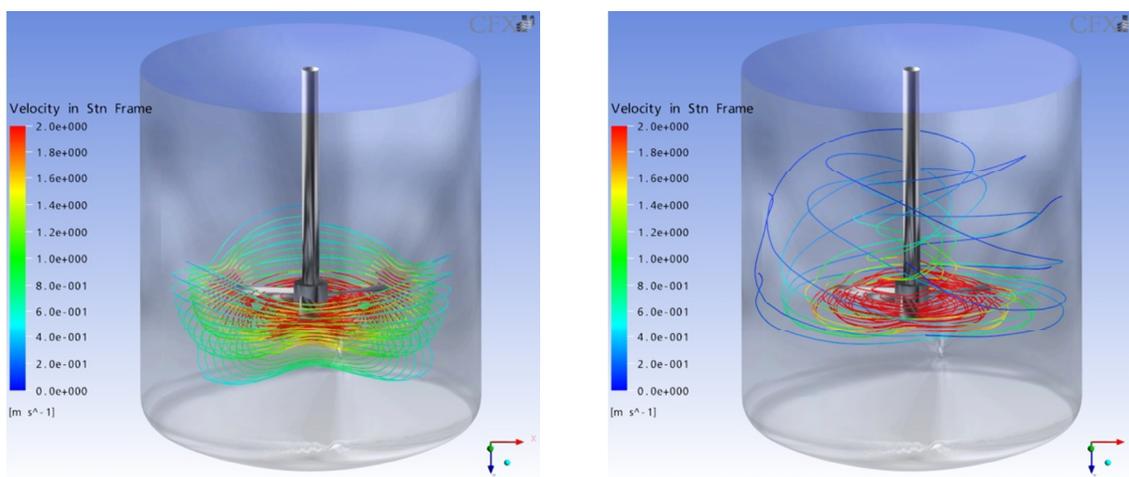
A Figura 62 mostra as linhas de corrente para os impelidores operando em número de *Reynolds* igual a  $5.0E+04$ .



**Figura 62 – Tanque de mistura iluminado pelo plano de laser.**

Como não foi possível realizar os experimentos para toda a faixa de *Reynolds*, somente os resultados numéricos (CFD) são apresentados para o regime laminar e na faixa de transição.

Em regime laminar o escoamento é rapidamente dissipado pelas forças viscosas, conforme a Figura 63, fazendo com que uma grande componente velocidade tangencial seja encontrada e obtendo uma baixa qualidade de mistura.

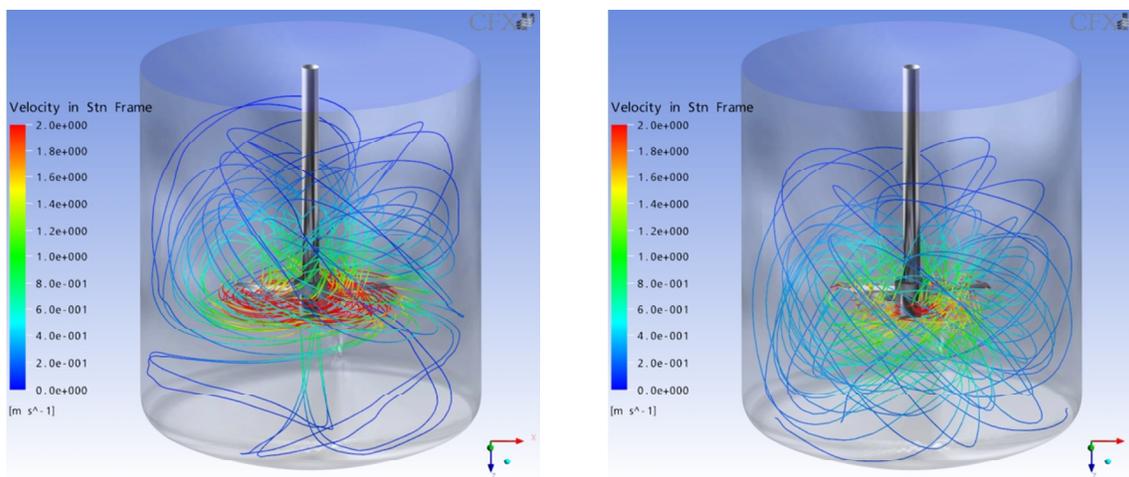


Re=1.0E+00

Re=1.0E+01

**Figura 63 – Impelidor otimizado em regime laminar.**

Em regime de transição esta dissipação continua existindo, conforme a Figura 64.



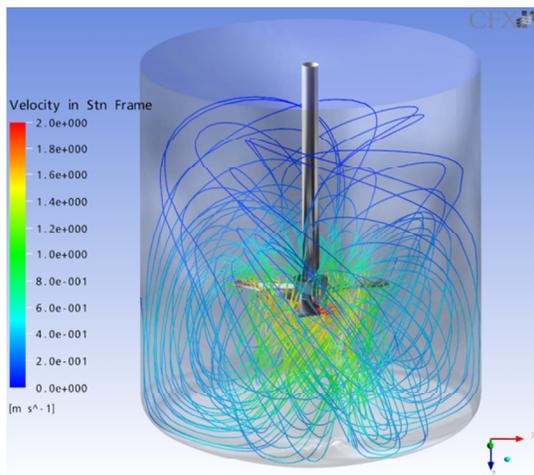
Re=1.0E+02

Re=1.0E+03

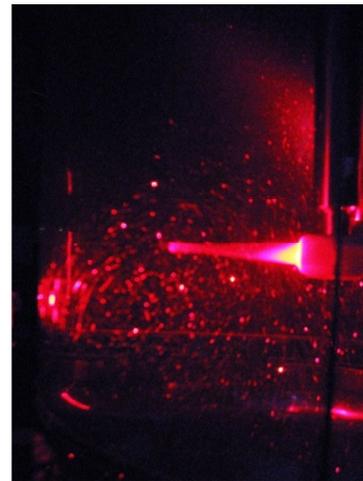
**Figura 64 – Impelidor otimizado em regime de transição.**

Já em regime turbulento podemos comparar os resultados obtidos experimentalmente através do plano de laser com os resultados de CFD. O grande componente axial do escoamento e o padrão de recirculação característico dos impelidores axiais de alta eficiência podem ser observados.

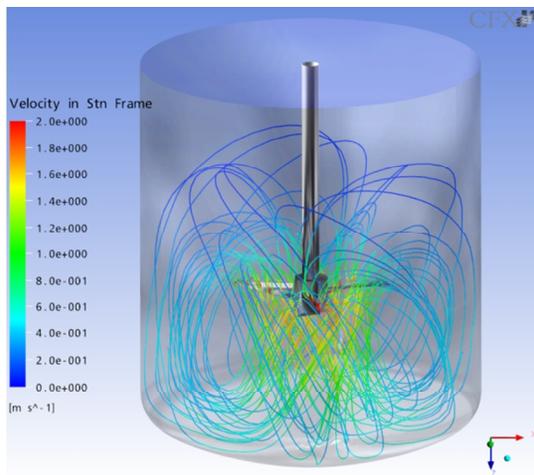
A Figura 65 e a Figura 66 mostram o padrão de escoamento para o impelidor otimizado com a presença de modificação de ponta de pá em regime turbulento.



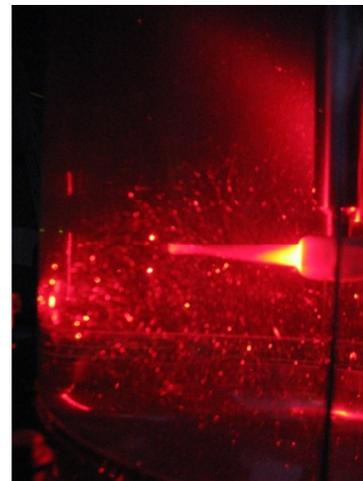
Re=1.0E+04



Re=1.0E+04

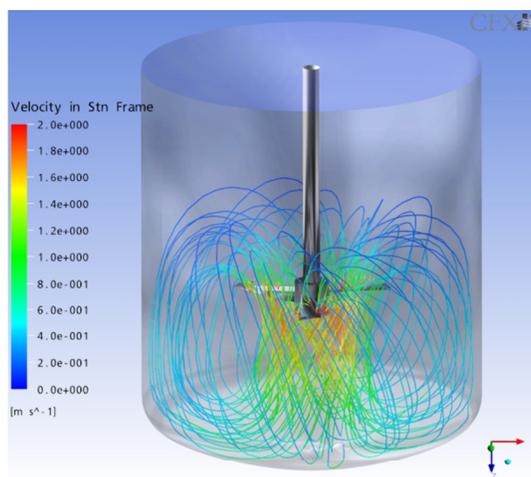


Re=1.0E+05



Re=1.0E+05

Figura 65 – Impelidor otimizado em regime turbulento –  $Re \leq 1.0E+05$ .



Re=1.0E+06

**Figura 66 – Impelidor otimizado em regime turbulento – Re=1.0E+06.**

#### 7.3.4 Suspensão de sólidos.

Testes de suspensão de sólidos pesados foram realizados com intuito de comparar a eficiência de mistura entre o impelidor otimizado e o PBT45, utilizando-se uma concentração em peso de 10% de sólidos. O fluido usado nestes testes foi a água à 25° C e o material particulado, lentilhas.

A Figura 67 mostra que, com apenas 6 W o impelidor otimizado já suspendeu as partículas, enquanto que o PBT45 apresentou uma suspensão quase nula. A Figura 68 mostra que somente com 11 W o impelidor PBT45 suspendeu as partículas do fundo do tanque, porém com baixa homogeneidade de mistura.

Estes resultados experimentais nos mostram que além reduzir a variância da concentração de sólidos no tanque de mistura em 48,5% e aumentar a eficiência de bombeamento em 410% (quando comparado com a performance de um impelidor padrão de pás retas inclinadas – PBT45), o impelidor otimizado gerou uma redução no consumo energético de 84,4%.

Esta redução representa uma economia de cerca de 700 kWh/mês em um processo equivalente em escala industrial.



Figura 67 – Potência consumida de aproximadamente 6 W.



Figura 68 – Potência consumida de aproximadamente 11 W.

Além de reduzir o consumo energético, o impelidor otimizado se mostrou capaz de trabalhar com valores de  $C/T$  (distância do impelidor ao fundo do tanque), até aproximadamente  $3/5$ . Nesta relação  $C/T$  o impelidor padrão PBT45 apresentou alta geração de vórtices e sucção de ar, fenômeno que pode ser prejudicial no processo de alimentos e fármacos.

Este modo de operação também reduz o tamanho do eixo e conseqüentemente o tamanho do mancal. Os impelidores operando nesta forma podem ser vistos na Figura 69.

Impelidor Otimizado	PBT45
---------------------	-------

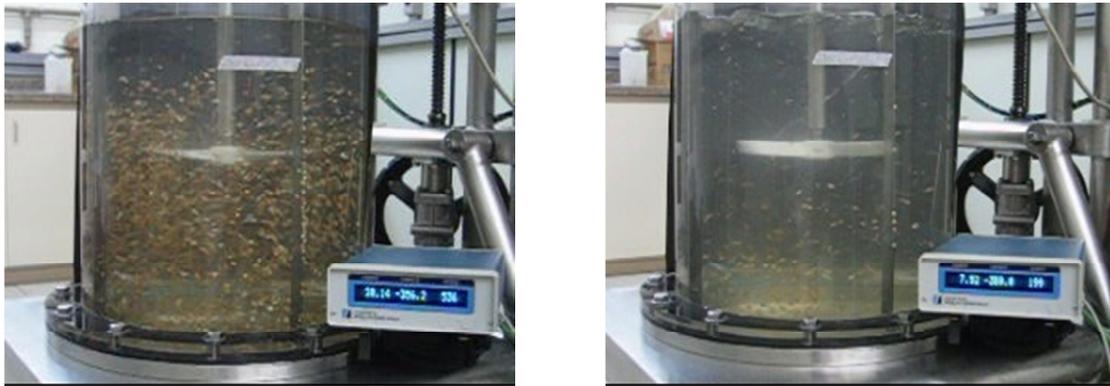


Figura 69 – C/T=3/5.

A Figura 70 compara o padrão de escoamento simulado no ANSYS CFX com os dados experimentais, mostrando concordância qualitativa nos resultados.

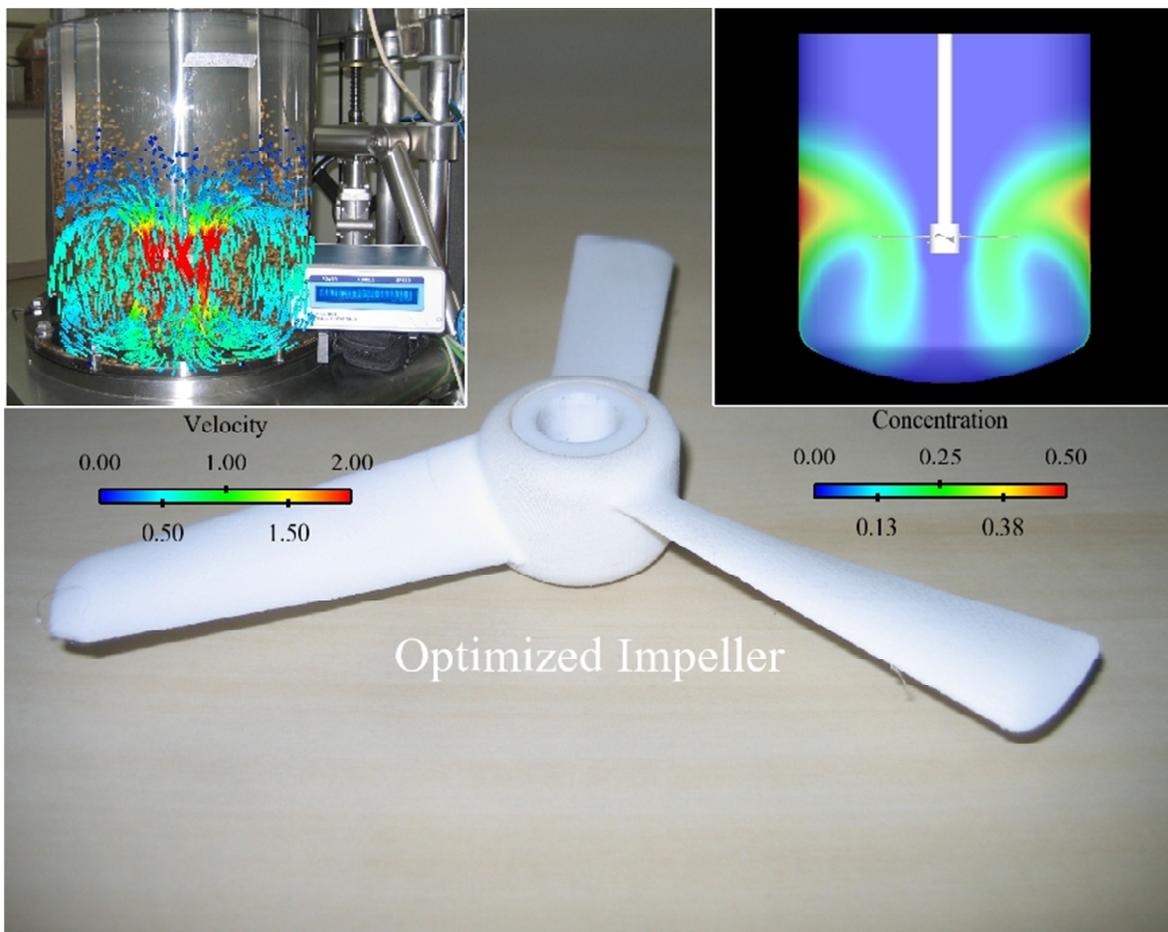


Figura 70 – Comparação CFD e resultados experimentais.



## 8 Conclusões finais.

---

Objetivo de desenvolver um impelidor de alta eficiência e baixo consumo energético para suspensão de sólidos em tanques de mistura através da utilização da dinâmica dos fluidos computacional (CFD) e otimização multi-objetivo foi alcançado com sucesso.

O presente trabalho apresentou as vantagens do acoplamento de ferramentas de dinâmica dos fluidos computacional e métodos de otimização multi-objetivo.

As maiores vantagens do projeto de um novo impelidor utilizando esta metodologia foram: a redução no número de protótipos, o baixo tempo de desenvolvimento e as grandes melhorias de processo alcançadas.

O consumo energético foi reduzido, fato importante atualmente devido à escassez de recursos energéticos e a grande busca pela redução dos custos operacionais pelas indústrias. A qualidade da suspensão foi melhorada, uma minimização no tempo de processo.

O baixo desprendimento de vórtices e o baixo cisalhamento gerado pelo impelidor otimizado permitem que ele seja aplicado em biorreatores, onde os microorganismos não devem ser expostos a altas taxas de cisalhamento que podem conduzir à destruição das células.

Além de reduzir os custos de desenvolvimento a dinâmica dos fluidos computacional (CFD) auxiliou no melhor entendimento dos processos, conduzindo a rendimentos mais altos e redução do desperdício de materiais e consumo de tempo.

Espera-se que a incorporação de outros parâmetros de construção destes impelidores como a construção de uma nova ponta de pá e melhoria na junção pá/Hub possa melhorar ainda mais os resultados encontrados.

A mesma metodologia pode ser aplicada ao projeto de outras classes de impelidores com o objetivo de melhorar parâmetros como:

- Redução do desgaste em processos com sólidos abrasivos;

- Melhoria da transferência de massa em sistemas gás-líquido;
- Aumento da transferência de calor em reatores encamisados ou com serpentinas de aquecimento;
- Melhoria em processos de cristalização ou emulsificação;
- Projeto de impelidores para mistura de pastas ou produtos de alta viscosidade;
- Entre outros.

Este trabalho comprovou que o acoplamento CFD / otimização já é possível nos dias atuais devido ao crescimento exponencial da capacidade de processamento dos computadores e da robustez dos métodos numéricos existentes.

## 9 Referências bibliográficas.

---

---

- [1] Anderson, John D., Jr, 1984, "Fundamentals of Aerodynamics", 2nd ed., McGraw-Hill Book Company, New York.
- [2] Bakker A., et al., "Realize Greater Benefits from CFD," Chem. Eng. Progress, 97 (3), pp. 45–53 (Mar. 2001).
- [3] Bakker, A., and J. B. Fasano, "Time Dependent, Turbulent Mixing and Chemical Reaction in Stirred Tanks," paper presented at AIChE Annual Meeting, St. Louis, MO (Nov. 1993), also published in "AIChE Symposium Series," No. 299, 90, "Industrial Mixing Technology: Chemical and Biological Applications," G. B.
- [4] Bragg, M.B., and Lu, B., "Experimental Investigation of Airfoil Drag Measurement with Simulated Leading-Edge Ice Using the Wake Survey Method," AIAA 2000-3919, August 2000.
- [5] B.T. Neyer (1992), "Analysis of Sensitivity Tests," MLM-3736, EG&G Mound Applied Technologies, Miamisburg, Ohio
- [6] B. T. Neyer (1994), "A D-Optimality-Based Sensitivity Test," Technometrics, 36, pp. 61-70.
- [7] Buurman, C., G. Resoort and A. Plaschkes, "Scaling-up Rules for Solids Suspension in Stirred Vessels", Chem. Eng. Sci. 41, 2865–2871 (1986).
- [8] C. Poloni and V. Pediroda. GA coupled with computationally expensive simulations: tools to improve efficiency. In Genetic Algorithms and Evolution Strategies in Engineering and Computer Science, pages 267-288, John Wiley and Sons, England, 1997.
- [9] C. Poloni, A. Giurgevich, L. Onesti, and V. Pediroda. Hybridization of a multiobjective genetic algorithm, a neural network and a classical optimizer for a complex design problem in fluid dynamics. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, volume 186, pages 403-420, 2000.

- [10] C. Y. Perng and J. Y. Murthy. A moving-mesh technique for simulation of flow in mixing tanks. In 1992 AIChE Annual Meeting, Florida - USA, November 1992. AIChE.
- [11] D. E. Goldberg. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning. Addison-Wesley, Reading Mass, USA, 1989.
- [12] Drewer, G.R., N. Ahmed and G.J. Jameson, "Suspension of High Concentration Solids in Mechanically Stirred Vessels", IChemE Symp. Series No. 136 (Proc. 8th European Conf. on Mixing), (1994), pp. 41–48.
- [13] D. Spicer, J. Cook, C. Poloni and P. Sen. Industrial Multi-Objective Design Optimisation. ECCOMAS 98, John Wiley and Sons, England, 1998.
- [14] Dyster, K.N.; Koustasakos, J; Jaworski J.; Nienow, W. An experimental study of the radial discharge velocities generated by a Rushton turbine: Newtonian fluids. Trans. IChemE., v. 71 (Part A0, p. 11-23, January 1993).
- [15] ERCOFTAC, Best Practices Guidelines for Industrial Computational Fluid Dynamics, Version 1.0, January 2000
- [16] E. Zitzler, M. Laumanns, and L. Thiele. SPEA2: Improving the Strength Pareto Evolutionary Algorithm. TIK report no. 103, Computer Engineering and Networks Lab (TIK), Swiss Federal Institute of Technology (ETH), Zürich, Switzerland, 2001.
- [17] Foust A.S.; Wenzel L.; Clumb C. W.; Maus L.; Andersen L. B. (1982) Princípios das Operações Unitárias – Editora Guanabara Dois.
- [18] Fox, R. O., "On the Relationship between Lagrangian Micromixing Models and Computational Fluid Dynamics," Chem. Eng. And Proc., 37, pp. 521–535 (1998).
- [19] G. Mosetti and C. Poloni. Aerodynamic shape optimization by means of a genetic algorithm. 5th International Symposium on Computational Fluid Dynamics, Sendai, Japan, 1993.
- [20] Green, D.W. and J.O. Maloney, Perry's Chemical Engineers' Handbook," 7th ed., Eds., McGraw-Hill, New York (1997).

- [21] Grenda, E. (2006). The Most Important Commercial Rapid Prototyping Technologies at a Glance.
- [22] Guglielmo, J.J., "Spanwise Variations in Profile Drag for Airfoils at Low Reynolds Numbers," Master's Thesis, University of Illinois at Urbana-Champaign, Dept. of Aeronautical and Astronautical Engineering, 1995.
- [23] Guglielmo, J.J., and Selig, M.S., "Spanwise Variations in Profile Drag for Airfoils
- [24] Harvey, P.S.; Greaves, M. Turbulent flow in an agitated vessel. Part I – predictive model. Trans IChemE, v. 60, p 195-200, 1982.
- [25] Henze, C.M., and Bragg, M.B., "Turbulence Intensity Measurements Technique for Use in Icing Wind Tunnels," Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 3, May–June 1999, pp. 577–583.
- [26] Hicks, M.T., K.J. Myers and A. Bakker, "Cloud Height in Solids Suspension Agitation", Chem. Eng. Comm. 160, 137–155 (1997).
- [27] Hixson, A. W., and Luedeke, V. D., Ind. Eng. Chem., 29, 927 (1937)
- [28] Hockey, R. M.; Nouri, J. M.; Pinho, F. Flow visualization of Newtonian and non-Newtonian fluids in stirred reactor. Int. Symp. Of Flow Visualization, Prague, 1989.
- [29] Home Page - Chemineer Mixers and Agitators <http://www.chemineer.com/main.php>
- [30] Home Page - LIGHTNIN Mixers <http://www.lightnin-mixers.com>
- [31] Home Page - Semco Equipamentos Industriais Ltda. <http://www.semcomaq.com.br/>
- [32] Hutchings, B. J.; Patel, B. R.; Weetman, R. J. Computational of flow fields in mixing tanks with experimental verification, ASME Annual Winter Meeting, San Francisco, CA (1989)
- [33] Ibrahim, S. and A.W. Nienow, "Particle Suspension in Turbulent Regime: The Effect of Impeller Type and Impeller/Vessel Configuration", Trans IChemE 74(A), 679–688 (1996).

- [34] J.B. Fasano, A. Bakker, and W.R. Penney, Advanced impeller geometry boosts liquid agitation, *Advanced Liquid Agitation*, Chemineer, May (1999) reprinted with permission from Chemical Engineering'
- [35] J.H. Rushton, E.W. Costich, and H.J. Everett, Power Characteristics of Mixing Impellers, Part II, *Chem. Eng. Prog.*, Vol 46, No.9, (1950), pp. 467-476
- [36] Jones, B.M., "The Measurement of Profile Drag by the Pitot Traverse Method," Aeronautical Research Council, R&M 1688, 1936.
- [37] J. W. Dixon and A. M. Mood (1948), "A Method for Obtaining and Analyzing Sensitivity Data," *Journal of the American Statistical Association*, 43, pp. 109-126.
- [38] K. Deb, S. Agrawal, A. Pratap, and T. Meyarivan. A fast elitist non-dominated sorting genetic algorithm for multi-objective optimization: NSGA-II. In *Proceedings of the 6-th International Conference Parallel Problem Solving from Nature (PPSN-VI)*, pages 849-858, 2000.
- [39] Khodadoust, A., "An Experimental Study of the Flowfield on a Semispan Rectangular Wing with a Simulated Glaze Ice Accretion," Ph.D. Thesis, University of Illinois at Urbana-Champaign, Dept. of Aeronautical and Astronautical Engineering, 1993.
- [40] Kresta, S. M.; Wood, P. E. The mean flow field produced by a 45°-pitched blade turbine: Changes in recirculation pattern due to off bottom clearance. *Can. J. Chem. Eng.*, v 71, p. 42-53, February 1993.
- [41] Kuntz, M and Menter, F.R. (2005), Aerodynamic Simulations on Moving Grids, *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Munich, June 28th-30<sup>th</sup>
- [42] K. Yamamoto and O. Inoue. New evolutionary direction operator for genetic algorithms. *AIAA Journal*, volume 33, number 10, pages 1990-1993, 1995.
- [43] Langtry, R., Kuntz, M. and Menter, F.R., Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects with CFX 5, AIAA 2004-0391, 42rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno

- [44] Langtry, R. and Menter, F.R., 2005, Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics, AIAA 2005-522, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno.
- [45] Luo, J. Y., Gosman; A. D.; Issa, R. I.; Middleton, J. C.; Fitzgerald, M. K. Full flow field computation of mixing in baffled stirred vessels. The 1993 IChemE Research Event, p. 657-659, 1993.
- [46] Lyon, C.A., Broeren, A.P., Gigu`ere, P., Gopalarathnam, A., and Selig, M.S., Summary of Low-Speed Airfoil Data – Vol. 3, SoarTech Publications, Virginia Beach, VA, 1997.
- [47] Maliska, C.R., 1995, “Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional: Fundamentos, Coordenadas Generalizadas”, LTC Editora, Brasil.
- [48] Menter, F.R., Galpin, P.F. Esch, T., Kuntz, M. and Berner, C., 2004: CFD Simulation of aerodynamic flows with a pressure based method, ICAS 2004, 24th International congress of the aeronautical sciences, Yokohama.
- [49] Menter, F. and Egorov, Y., 2005, A Scale-Adaptive Simulation Model using Two-Equation Models, AIAA 2005-1095, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno.
- [50] Menter, F.R., (1994), Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, AIAA Journal, Vol. 40, No. 2, pp. 254-266.
- [51] Mishra, V. P.; Joshi, J. B. Flow generated by a disc turbine: Part III effect of impeller diameter, impeller location and comparison with other radial flow turbines. Trans. IChemE, v. 71 (Part A), p 562-573, September 1993.
- [52] modeFRONTIER: The Multi-Objective Optimization and Design Environment, <http://www.esteco.it>
- [53] Mordecai Avriel (2003). “Nonlinear Programming: Analysis and Methods.” Dover Publishing. ISBN 0-486-43227-0.
- [54] Myers, K.J. and A. Bakker, “Solids Suspension with Up-pumping Pitched-blade and High-efficiency Impellers”, Can. J. Chem. Eng. 76, 4233-440 (1998).

- [55] Nagata S. (1975) *Mixing – Principles and Applications* Kodansha Scientific Books.
- [56] Nienow, A.W., “The Suspension of Solid Particles”, in “*Mixing in the Process Industries*”, 2nd ed, N. Harnby, M.F. Edwards and A.W. Nienow, Eds., Butterworths, London, UK (1992), pp. 364–393.
- [57] Nienow, A.W., M. Konno and W. Bujalski, “Studies on Three-phase Mixing: A Review and Recent Results”, in “*Proc. 5th European Conf. on Mixing*”, Wurzburg, West Germany, June (1985), pp. 1–13.
- [58] Oerlemans, S., and Migliore, P., “Wind Tunnel Aeroacoustic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines,” in preparation, National Renewable Energy Laboratory, Golden, CO, 2003.
- [59] Panos Y. Papalambros and Douglass J. Wilde (2000). *Principles of Optimal Design: Modeling and Computation*, Cambridge University Press. ISBN 0-521-62727-3.
- [60] Pantula, P.R.K. and N. Ahmed, “The Impeller Speed Required for Complete Solids Suspension in Aerated Vessels: A Simple Correlation?”, in “*Récents progres en genie des procédés (Mixing IX)*”, Paris, France (1997), pp. 11–18.
- [61] Pantula, P.R.K. and N. Ahmed, “Solids Suspension and Gas Holdup in Three Phase Mechanically Agitated Reactors”, in “*Chemeca '98*”, Port Douglas, Queensland, Australia, (1998), Paper No. 132.
- [62] Patankar, S. V. (1980) *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*. Hemisphere Publishing Corporation, New York.
- [63] Paul, E.L., et al., “*Handbook of Industrial Mixing, Science & Practice*”, Eds., Wiley, Hoboken, N.J. (2004).
- [64] Perng, C. Y.; Murthy, J. Y. A moving-mesh technique for simulation of flow in mixing tanks. In 1992 AIChE Annual Meeting, Florida – USA, AIChE, 1992
- [65] Rae, W.H., Jr., and Pope, A., *Low-speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley and Sons, New York, 1984.

- [66] Raghava Rao, K.S.M.S., V.B. Rewatkar and J.B. Joshi, "Critical Impeller Speed for Solid Suspension in Mechanically Agitated Contactors", *AIChE J.* 34, 1332–1340 (1988).
- [67] Ranade, V. V.; Joshi, J.B. Flow generated by a disc turbine: Part II mathematical modeling and comparison with experimental data. *Trans. IChemE.*, v.68 (Part A), p. 34-50, January 1990.
- [68] Rewatkar, V.B., K.S.M.S. Raghava Rao and J.B. Joshi, "Critical Speed for Solid Suspension in Mechanically Agitated Three-Phase Reactors: 1. Experimental Part", *Ind. Eng. Chem. Res.* 30, 1770–1784 (1991).
- [69] R.J. Weetman and J.Y. Oldshue, Comparison of Mass Transfer Characteristics of Radial and Axial Flow Impellers, 6th European Conference on Mixing, Pavia, Italy, ISBN 0 947711 33 3, May 24-26, (1988)
- [70] R.J. Weetman, Process/Mechanical Design Aspects for Lightnin A315 Agitators in Minerals Oxidation, *Randol Gold 1993*, Beaver Creek, USA, (1993), pp. 247-253
- [71] R.J. Weetman and C.K. Coyle, The Use of Fluidfoil Impellers in Viscous Mixing Applications, *AIChE 1989 Annual Meeting*, San Francisco, USA, Nov. 5-10, (1989)
- [72] Roache, P.J., *Fundamentals of Computational Fluid Dynamics*, Hermosa Publishers, Albuquerque, New Mexico, 1998
- [73] Roache, P.J., *Verification and Validation in Computational Science and Engineering*, Hermosa Publishers, Albuquerque, New Mexico, 1998.
- [74] Rushton J. H., COSTICH E. W., and H. J. EVERETT POWER CHARACTERISTICS OF MIXING IMPELLERS *Mixing Equipment Company*, Rochester, New York (1950)
- [75] Schlichting, H., *Boundary Layer Theory*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1979.
- [76] Selig, M.S., Donovan, J.F., and Fraser, D.B., *Airfoils at Low Speeds*, Soartech 8, SoarTech Publications, Virginia Beach, VA, 1989.

- [77] Selig, M.S., Guglielmo, J.J., Broeren, A.P., and Giguère, P., Summary of Low-Speed Airfoil Data – Vol. 1, SoarTech Publications, Virginia Beach, VA, 1995.
- [78] Selig, M.S., Lyon, C.A., Giguère, P., Ninham, C.P., and Guglielmo, J.J., Summary of Low-Speed Airfoil Data – Vol. 2, SoarTech Publications, Virginia Beach, VA, 1996.
- [79] S. Poles. MOGA-II - An improved Multi-Objective Genetic Algorithm. Technical report 2003-006, Esteco, Trieste, 2003.
- [80] S. Poles. Bench-marking MOGA-II. Technical report 2004-001, Esteco, Trieste, 2003.
- [81] Stephen Boyd and Lieven Vandenberghe (2004). Convex Optimization, Cambridge University Press. ISBN 0-521-83378-7.
- [82] Tatterson, volume editor, pp. 71–78 (1994).
- [83] T. Krink, B. Filipi-c, G. B. Fogel, and R. Thomsen. Noisy optimization problems - A particular challenge for differential evolution? In Proceedings of the 2004 IEEE Congress on Evolutionary Computation, pages 332-339, Portland, Oregon, 2004.
- [84] UIUC Airfoil Data Site, Michael Selig, Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois 61801 <http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads.html>
- [85] White, A. McL., Brenner, E., Phillips, G. A., and Morrison, M. S., Trans. Am. Inst. Chem. Engrs., 30, 570 (1934), also White, A. McL., and Brenner, E., ibid., 30, 585, also White, A. McL., and Sumerford, S.D., Chem. & Met. Eng., 43, 370(1936).
- [86] Wilcox, D.C.: Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries, 2nd ed., 1998.
- [87] Wilcox, D.C.: Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models, AIAA Journal, Vol. 26, pp. 1299 – 1310, 1988.
- [88] Wright, Paul K. (2001). 21st Century manufacturing. New Jersey: Prentice-Hall Inc.
- [89] Wong, C.W., J.P. Wang and S.T. Huang, “Investigations of Fluid Dynamics in Mechanically Stirred Aerated Slurry Reactors”, Can. J. Chem. Eng. 65, 412–419 (1987).

- [90] Wu, J., Y. Zhu, P.C. Bandopadhyay, L. Pullum and I.C. Shepherd, “Solids Suspension with Axial Flow Impellers”, *AIChE J.* 46, 647–650 (2000).
- [91] Wu, J., Y. Zhu and L. Pullum, “The Effect of Impeller Pumping and Fluid Rheology on Solids Suspension in a Stirred Vessel”, *Can. J. Chem. Eng.* 79, 177–186 (2001).
- [92] Yianneskis, M, Whitelaw, J. H. On the structure of the trailing vortices around Rushton turbine blades. *Chem. Eng. Res. Des.*, v. 71, p 543-550, 1993.
- [93] Zhou, W., et al., “Application of CFD in Modeling Multiphase Reactors,” paper presented at Chemical Reaction Engineering VII: Computational Fluid Dynamics, Quebec City, Canada — sponsored by the United Engineering Foundation, New York — (Aug. 6–11, 2000).
- [94] Zwietering, Th.N., “Suspending of Solid Particles in Liquid by Agitators”, *Chem. Eng. Sci.* 8, 244–253 (1958).