

SIMULASI DAN PERHITUNGAN

SPIN ROKET FOLDED FIN BERDIAMETER 200 mm

Ahmad Jamaludin Fitroh*), Saeri**)

*) Peneliti Aerodinamika, LAPAN

**) Peneliti Bidang Propulsi Roket, LAPAN

e-mail: ahmad_fitroh@yahoo.com

ABSTRACT

One of rocket movement types is spin maneuver. The rocket rotation towards the axisymmetric axis is needed so the rocket can move straight in its flight line. The object of spin simulation and calculation in this work is the Rocket of LAPAN with the diameter of 200 mm. The simulation and calculation were done for 0.6, 1.0, 2.0, and 3.0 Mach of flight speed. The simulation and calculation results show that spin and drag of fin will increase while the flight speed is increasing. The spin and drag of fin for 3.0 Mach of flight speed are 36 rps and 16.6 kg respectively.

Key words : *Spin, Rocket*

ABSTRAK

Salah satu jenis pergerakan roket adalah *spin*. Putaran roket terhadap sumbu *axisymmetric* tersebut diperlukan agar roket dapat terbang lurus sesuai dengan arah terbangnya. Objek simulasi dan perhitungan putaran *spin* dalam pengerajan ini adalah roket *folded fin* berdiameter 200 mm. Simulasi dan perhitungan dilakukan untuk kecepatan terbang 0,6, 1,0, 2,0, dan 3,0 Mach. Hasil simulasi dan perhitungan menunjukkan bahwa *spin* dan gaya hambat sirip meningkat seiring dengan kenaikan kecepatan terbang. Putaran spin dan gaya hambat sirip pada kecepatan terbang 3 Mach masing – masing sebesar 36 rps dan 16,6 kg.

Kata kunci: *Spin, Roket*

1 PENDAHULUAN

Roket bergerak dan terbang sesuai dengan trajektorinya. Selain itu pada kondisi desain tertentu roket juga bergerak atau berputar berdasarkan sumbu bodinya yang disebut sebagai *spin*.

Roket terbang dengan *spin* dapat disebabkan oleh dua sumber *spin*, yaitu dari peluncurnya dan atau dari sirip roket itu sendiri. Peluncur dengan uliran akan memberikan *spin* awal untuk roket. Dengan geometri sirip tertentu, semakin tinggi kecepatan terbang roket maka *spin*-nya juga akan semakin tinggi.

Selain untuk menambah kestabilan terbang roket, sirip juga dapat berfungsi sebagai sumber *spin*. Gerakan *spin* diperlukan agar roket

dapat terbang lurus sesuai dengan arah terbangnya.

1.2 Tujuan

Gerakan *spin* diperlukan agar roket dapat terbang lurus sesuai dengan arah terbangnya. Oleh karena itu *spin* perlu dihitung untuk mengestimasi kestabilan gerak roket.

1.3 Batasan Masalah

Dalam pengerajan ini *spin* dihitung berdasarkan geometri sirip yang sudah ada. Geometri tersebut antara lain:

- chord sirip, c = 20 cm
- lebar sirip, t = 10 cm
(termasuk kelengkungannya)
- sudut pasang sirip, β = 2°
- kelengkungan sirip, θ = 30°

- diameter roket, D = 20 cm
- penampang sirip = pelat

Roket *folded fin* berdiameter 200 ini diestimasi mampu terbang dengan kecepatan sekitar 3 Mach. Dalam penggerjaan ini kecepatan terbang roket divariasikan sebesar 0,6, 1,0, 2,0, dan 3,0 Mach.

Untuk mempermudah perhitungan, maka perhitungan dilakukan terhadap kondisi udara pada permukaan laut. Perbedaan ketinggian terbang operasional hanya berdampak pada kerapatan udara.

Perhitungan dilakukan secara analitis, yaitu menggunakan persamaan-persamaan gaya dan momen. Dalam penggerjaan ini validitas hasil perhitungan hanya berlaku untuk kelengkungan sirip yang tidak terlalu besar, misalnya kurang dari 30 derajat. Hal tersebut dikarenakan penyederhanaan persamaan-persamaan yang digunakan.

Beberapa koefisien aerodinamika diperoleh dari simulasi menggunakan salah satu perangkat lunak berbasis *CFD*. Simulasi dilakukan pada kecepatan yang sama dengan kecepatan terbang roket.

2 DASAR TEORI DAN METODE

Bentuk sirip bermacam-macam, antara lain persegi (*rectangular*), trapesium (*swept*), lurus, dan melengkung. Dengan demikian perhitungan gaya dan momen yang bekerja pada sirip dilakukan untuk setiap elemen, atau potongan sirip. Posisi setiap elemen dirumuskan sebagai berikut:

$$r = R + i * \Delta t * \cos\theta \quad (2-1)$$

dengan

r = jarak elemen dihitung dari sumbu roket

R = jari-jari tabung roket

i = elemen ke ...

Δt = lebar potongan elemen

θ = kelengkungan sirip

Dengan *spin* tertentu, setiap elemen sirip mempunyai kecepatan tangensial yang berbeda. Kecepatan tangensial tersebut dirumuskan sebagai berikut:

$$V_{\tan} = \omega r \quad (2-2)$$

dengan

V_{\tan} = kecepatan tangensial

ω = kecepatan putar *spin*

Apabila sirip mempunyai sudut pasang 0 derajat dan apabila tidak ada *spin*, maka dengan kecepatan terbang tertentu sudut serang sirip adalah nol. Adanya *spin* menyebabkan kecepatan tangensial sehingga terbentuk sudut serang aliran sebagai berikut:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{V_{\tan}}{V} \right) \quad (2-3)$$

dengan

α = sudut serang aliran

V = kecepatan terbang

Untuk menghasilkan gerakan *spin*, beberapa jenis roket menggunakan sudut pasang sirip tertentu. Dengan adanya sudut pasang sirip, maka sudut serang sirip menjadi

$$\alpha_{\text{eff}} = \beta - \alpha \quad (2-4)$$

dengan

α_{eff} = sudut serang efektif

β = sudut pasang sirip

Dengan bentuk penampang dan sudut serang tertentu, setiap elemen sirip akan menghasilkan gaya angkat. Perkalian antara gaya angkat dan jarak menghasilkan torsi sebagai berikut:

$$dQ = l * r \quad (2-5)$$

dengan

dQ = torsi per elemen

l = gaya angkat per elemen

Dengan mengintegrasikan semua torsi dari setiap elemen sirip, maka akan diperoleh torsi sirip. Torsi tersebut merupakan penggerak *spin* dan dituliskan sebagai berikut:

$$Q = \int dQ \quad (2-6)$$

dengan

Q = torsi sumber *spin*

Sesuai dengan Hukum Aksi – Reaksi, maka putaran sirip akan memberikan gaya tahanan pada permukaan sirip tersebut. Arah gaya tahanan tersebut berlawanan dengan arah *spin*. Gaya tahanan dan torsi yang diakibatkan tersebut dirumuskan sebagai berikut:

$$l' = \frac{1}{2} \rho V_{\tan}^2 dS \quad (2-7)$$

$$dQ' = l' * r \quad (2-8)$$

dengan

l' = gaya tahanan per elemen

ρ = kerapatan udara

dS = luas permukaan per elemen

dQ' = torsi tahanan per elemen

Seperti pada persamaan (2-6), torsi tahanan sirip diperoleh dengan mengintegralkan torsi per elemennya. Kondisi stasioner tercapai apabila torsi sumber *spin* yang berasal dari sirip sama besar dengan torsi tahanannya sebagai berikut:

$$dQ = dQ' \quad (2-9)$$

Apabila kondisi stasioner tercapai, maka kecepatan putar *spin* akan konstan. Jika torsi dari *spin* lebih besar daripada tahanannya, maka *spin* akan dipercepat.

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Koefisien Aerodinamika

Untuk mendapatkan torsi *spin* dari sirip, maka sirip tersebut harus menghasilkan gaya angkat (*lift*). Gaya angkat dapat dihitung jika koefisiennya, c_l diketahui. Demikian juga dengan gaya hambat akibat *spin*. Dengan adanya gaya angkat sirip, maka akan timbul gaya hambat. Adanya penambahan gaya hambat akibat *spin* juga dihitung dalam penggerjaan ini. Gaya hambat juga dapat dihitung jika koefisiennya, c_d juga diketahui.

Dalam penggerjaan kali ini, harga c_l dan c_d diperoleh dari simulasi menggunakan salah satu perangkat

lunak berbasis CFD. Simulasi dilakukan dengan memvariasikan sudut serang, α mulai dari -6 hingga 16 derajat. Selain itu kecepatan aliran juga divariasikan mulai dari 0,6 hingga 3,0 Mach. Hasil simulasi pelat datar 2-D berupa harga c_l dan c_d terhadap variasi α dan Mach disajikan dalam Tabel 3-1 di bawah ini.

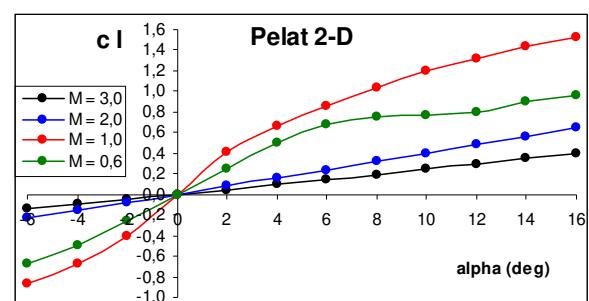
Tabel 3-1a: HARGA c_l

α (derajat)	(Mach)			
	0,6	1,0	2,0	3,0
-6	-0,679	-0,863	-0,234	-0,142
-4	-0,495	-0,667	-0,157	-0,095
-2	-0,255	-0,413	-0,078	-0,047
0	0,000	0,000	0,000	0,000
2	0,255	0,408	0,078	0,047
4	0,494	0,660	0,157	0,095
6	0,679	0,859	0,234	0,142
8	0,753	1,034	0,316	0,193
10	0,774	1,194	0,398	0,244
12	0,791	1,322	0,479	0,295
14	0,908	1,434	0,563	0,348
16	0,955	1,529	0,650	0,403

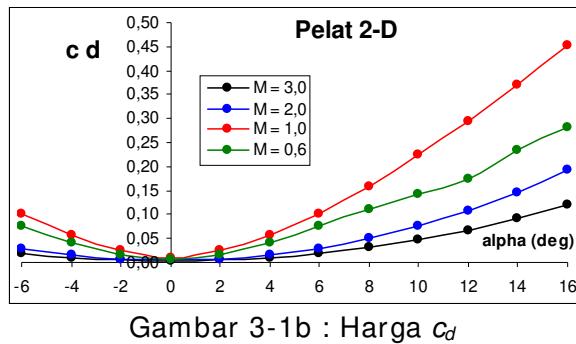
Tabel 3-1b: HARGA c_d

α (derajat)	(Mach)			
	0,6	1,0	2,0	3,0
-6	0,077	0,102	0,030	0,019
-4	0,041	0,058	0,016	0,011
-2	0,017	0,025	0,008	0,006
0	0,008	0,010	0,005	0,004
2	0,017	0,025	0,008	0,006
4	0,041	0,058	0,016	0,011
6	0,077	0,102	0,030	0,019
8	0,112	0,158	0,049	0,031
10	0,143	0,224	0,075	0,047
12	0,175	0,295	0,107	0,067
14	0,236	0,371	0,145	0,091
16	0,282	0,452	0,192	0,120

Selain dalam bentuk Tabel 3-1 di atas, harga c_l dan c_d untuk pelat datar 2-D dapat juga disajikan dalam bentuk kurva. Harga c_l dan c_d berupa kurva disajikan dalam Gambar 3-1 di bawah ini.



Gambar 3-1a: Harga c_l

Gambar 3-1b : Harga c_d

Tabel 3-1 dan Gambar 3-1 di atas menyajikan hasil simulasi pelat datar berupa harga c_l dan c_d untuk berbagai α dan bilangan Mach. Pelat datar mempunyai permukaan atas dan bawah yang sama sehingga terjadi kesimetrisan hasil simulasi pada α sama dengan nol. Misalnya pada kecepatan 0,6 Mach, α sama dengan -4 dan 4 derajat memberikan harga c_l masing-masing -0,495 dan 0,494. Perbedaan kedua harga c_l tersebut akibat pembulatan numerik saja.

Tabel 3-1a dan Gambar 3-1a menunjukkan bahwa harga c_l pada kecepatan 1,0 Mach lebih besar dibandingkan pada kecepatan 0,6 Mach. Hal tersebut membuktikan bahwa pada kecepatan di bawah supersonik, bilangan Reynolds masih mempengaruhi prestasi aerodinamika yang mana semakin besar bilangan Reynoldsnya maka biasanya menghasilkan c_l yang sedikit lebih besar.

Pada kecepatan supersonik, kenaikan bilangan Mach justru menghasilkan harga c_l yang semakin kecil bahkan untuk setiap α . Dengan adanya gelombang kejut di *leading edge*, maka perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah menjadi lebih kecil. Semakin tinggi bilangan Mach, maka gelombang kejut yang terbentuk akan semakin kuat sehingga perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah pelat menjadi semakin kecil yang pada akhirnya koefisien gaya angkatnya juga menjadi semakin lebih kecil.

Tabel 3-1b dan Gambar 3-1b menunjukkan hasil simulasi berupa

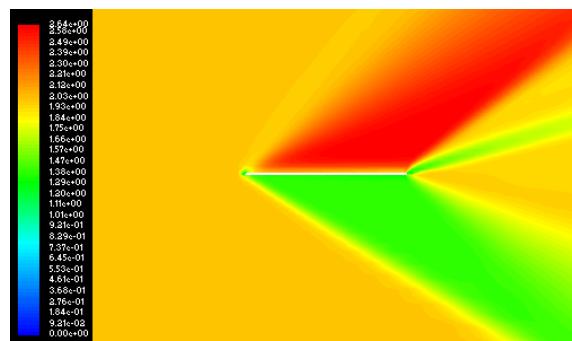
harga c_d . Pada kecepatan supersonik, semakin tinggi kecepatan aliran maka harga c_d menjadi semakin kecil. Hal tersebut bukan berarti gaya hambatnya semakin kecil. Gaya hambat dihitung sebagai fungsi c_d dan kecepatan sebagai berikut:

$$d = \frac{1}{2} \rho V^2 c c_d \quad (3-1)$$

dengan ρ sebagai kerapatan udara.

Dengan demikian meskipun kenaikan kecepatan menghasilkan c_d yang lebih kecil, namun kenaikan kecepatan secara kuadratik akan menghasilkan gaya hambat yang lebih besar. Harga d dan c_d pada persamaan 3-1 di atas berlaku untuk kondisi 2-D. Gaya hambat secara 3-D, D dapat diperoleh dengan mengintegralkan d . Namun koefisiennya secara 3-D tidak dapat diperoleh dengan cara yang sama, melainkan harus dihitung atau disimulasi ulang.

Selain dalam bentuk koefisien aerodinamika, hasil simulasi CFD dapat juga disajikan dalam bentuk distribusi parameter aliran, misalnya distribusi bilangan Mach. Dalam Bab ini disajikan salah satu contoh distribusi bilangan Mach pada kecepatan terbang 2 Mach dan $\alpha = 16$ derajat seperti pada Gambar 3-2. Distribusi bilangan Mach pada kecepatan terbang mulai dari 0,6 hingga 3 Mach dan α mulai dari -6 hingga 16 derajat selengkapnya disajikan dalam Lampiran.

Gambar 3-2: Distribusi Mach pada $V = 2$ Mach dan $\alpha = 16$ derajat

Pada Gambar 3-2 di atas dapat dilihat bahwa kecepatan aliran pada

permukaan atas lebih besar daripada permukaan bawah. Perbedaan kecepatan tersebut menghasilkan perbedaan tekanan sehingga menghasilkan gaya angkat. Perkalian antara gaya angkat dan posisi elemen sirip terhadap sumbu *axisymmetric* menghasilkan torsi sebagai sumber *spin*.

3.2 Spin

Dalam penggeraan ini kecepatan roket divariasikan mulai dari 0,6 hingga 3,0 Mach. Hasil perhitungan difokuskan pada kecepatan *spin* pada berbagai kecepatan terbang. Hasil perhitungan disajikan dalam Tabel 3-2 di bawah ini.

Tabel 3-2a: PERHITUNGAN SPIN PADA 0,6 MACH

i	θ (deg)	V_{tan} (m/ det)	α_{eff} (deg)	$C_{I eff}$	dQ (Nm)	dQ' (Nm)
1	3	5,1	0,6	0,066	0,37	0,00
2	6	5,5	0,4	0,050	0,31	0,00
3	9	6,0	0,3	0,035	0,23	0,01
4	12	6,4	0,2	0,021	0,15	0,01
5	15	6,9	0,1	0,008	0,06	0,01
6	18	7,3	0,0	-0,004	-0,03	0,01
7	21	7,6	-0,1	-0,014	-0,12	0,01
8	24	8,0	-0,2	-0,024	-0,21	0,01
9	27	8,3	-0,3	-0,032	-0,30	0,02
10	30	8,6	-0,4	-0,039	-0,37	0,02

Tabel 3-2b: PERHITUNGAN SPIN PADA 1,0 MACH

i	V_{tan} (m/ det)	α_{eff} (deg)	$C_{I eff}$	dQ (Nm)	dQ' (Nm)
1	8,5	0,6	0,115	1,80	0,01
2	9,3	0,4	0,087	1,49	0,01
3	10,0	0,3	0,061	1,12	0,02
4	10,8	0,2	0,036	0,72	0,02
5	11,5	0,1	0,014	0,29	0,02
6	12,1	0,0	-0,007	-0,16	0,03
7	12,8	-0,1	-0,026	-0,61	0,03
8	13,4	-0,2	-0,043	-1,05	0,04
9	13,9	-0,3	-0,057	-1,47	0,04
10	14,4	-0,4	-0,070	-1,85	0,05

Tabel 3-2c: PERHITUNGAN SPIN PADA 2,0 MACH

i	V_{tan} (m/ det)	α_{eff} (deg)	$C_{I eff}$	dQ (Nm)	dQ' (Nm)
1	16,8	0,6	0,023	1,45	0,04
2	18,3	0,5	0,018	1,22	0,05
3	19,8	0,3	0,013	0,94	0,06
4	21,2	0,2	0,008	0,64	0,08
5	22,6	0,1	0,004	0,31	0,09
6	23,9	0,0	0,000	-0,04	0,11
7	25,2	-0,1	-0,004	-0,38	0,13
8	26,4	-0,2	-0,007	-0,72	0,15
9	27,5	-0,3	-0,010	-1,04	0,17
10	28,4	-0,4	-0,012	-1,33	0,18

Tabel 3-2d: PERHITUNGAN SPIN PADA 3,0 MACH

i	V_{tan} (m/ det)	α_{eff} (deg)	$C_{I eff}$	dQ (Nm)	dQ' (Nm)
1	24,9	0,6	0,015	2,06	0,08
2	27,1	0,5	0,011	1,74	0,11
3	29,3	0,4	0,008	1,37	0,14
4	31,5	0,2	0,005	0,95	0,17
5	33,5	0,1	0,003	0,51	0,20
6	35,5	0,0	0,000	0,04	0,24
7	37,4	-0,1	-0,002	-0,43	0,28
8	39,1	-0,2	-0,004	-0,89	0,32
9	40,8	-0,3	-0,006	-1,32	0,37
10	42,2	-0,4	-0,007	-1,72	0,41

Tabel 3-2 di atas menunjukkan sebagian proses perhitungan *spin* roket. Elemen $i = 1$ berada di pangkal sirip, dan tentu saja elemen $i = 10$ berada di ujung sirip.

Semakin ke ujung sirip, V_{tan} semakin besar. Hal tersebut disebabkan kecepatan tangensial hanya merupakan fungsi dari posisi atau jarak elemen seperti pada persamaan 2-2.

Bentuk *folded fin* yang digunakan dalam roket berdiameter 200 mm kali ini adalah *rectangular* sehingga setiap elemen sirip merasakan kecepatan terbang yang sama. Dengan β berharga konstan di setiap elemen sirip, maka semakin besar V_{tan} akan menghasilkan α yang semakin negatif. Dengan kata lain semakin ke ujung sirip, maka α efektifnya akan semakin kecil.

Harga c diperoleh dengan membaca hasil simulasi *CFD* yang disajikan dalam Tabel 3-1a dan Gambar 3-1a. Dalam perhitungan, harga positif dan negatif

pada c menggambarkan arah gaya yang akan dihasilkan. Harga c yang negatif berarti akan menghasilkan gaya yang berlawanan dengan arah putaran *spin*.

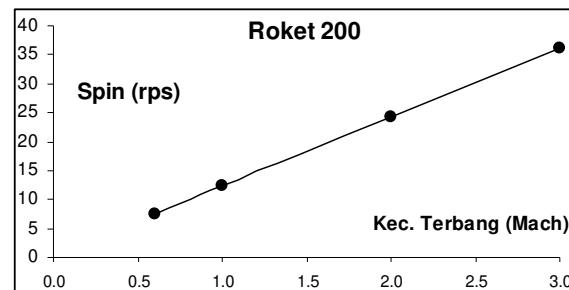
Perkalian antara gaya angkat per elemen sirip dengan posisinya menghasilkan torsi, seperti pada persamaan 2-5. Jika pada daerah ujung sirip mempunyai harga c yang negatif, maka gaya angkat yang dihasilkan juga berharga negatif. Dengan demikian dengan mengaplikasikan persamaan 2-5 tersebut, maka harga dQ di daerah ujung sirip juga berharga negatif. Hal tersebut menandakan bahwa torsi pada daerah pangkal sirip yang berharga positif berperan sebagai sumber torsi, sedangkan torsi pada daerah ujung sirip yang berharga negatif justru melawan arah *spin*. Dengan menjumlahkan torsi setiap elemen sirip, maka akan diperoleh torsi total yang berharga positif sehingga sirip tetap berperan sebagai sumber torsi.

Sesuai dengan Hukum Aksi-Reaksi, maka putaran sirip akan memberikan gaya tahanan pada permukaan sirip tersebut. Arah gaya tahanan tersebut berlawanan dengan arah *spin*. Sesuai dengan persamaan 2-7 dan 2-8, maka semakin ke ujung semakin besar torsi tahanannya.

Perhitungan *spin* pada Tabel 3-2 di atas hanya menyajikan beberapa parameter utama selama proses perhitungan. Kesimpulan *spin* untuk kecepatan terbang mulai dari 0,6 hingga 3,0 Mach disajikan dalam Tabel 3-3 dan Gambar 3-3 di bawah ini.

Tabel 3-3: HASIL PERHITUNGAN SPIN

Kec. Terbang (m/ det)	Spin (rps)
0,6	7,4
1,0	12,3
2,0	24,3
3,0	36,0



Gambar 3-3: Kecepatan terbang–spin

Berdasarkan hasil perhitungan *spin* pada Tabel 3-3 dan Gambar 3-3 di atas maka dapat dilihat bahwa semakin tinggi kecepatan terbang roket, semakin tinggi pula *spin*-nya. Misalnya pada kecepatan terbang 3,0 Mach, roket *folded fin* berdiameter 200 mm tersebut akan *spin* dengan putaran 36 rps. Apabila diperhatikan kembali hasil perhitungan *spin* pada Gambar 3-3 di atas dapat dilihat bahwa hubungan kenaikan *spin* terhadap kecepatan terbang adalah linier.

3.3 Gaya Hambat Sirip

Jika sebuah roket didesain agar terbang tanpa *spin*, maka konfigurasi sirip yang biasa digunakan adalah *airfoil* simetri atau pelat. Konfigurasi sirip tersebut akan memberikan kontribusi gaya hambat yang sangat kecil terhadap gaya hambat total roket.

Apabila menginginkan roket terbang dengan *spin*, maka terdapat beberapa konfigurasi sirip yang dapat digunakan, antara lain:

- Airfoil tidak simetri
- Airfoil simetri dengan sudut sirip tertentu
- Pelat datar dengan sudut sirip tertentu
- Pelat melengkung

Dalam penggeraan kali ini konfigurasi *folded fin* yang digunakan agar menghasilkan *spin* adalah pelat datar dengan sudut sirip, β tertentu. Adanya β tersebut menghasilkan kenaikan gaya hambat. Distribusi gaya hambat di setiap elemen sirip untuk berbagai kecepatan terbang disajikan dalam Tabel 3-4 di bawah ini.

Tabel 3-4a: DISTRIBUSI DRAG PADA 0,6 MACH

i	c _d	d (N)
1	0,010	0,50
2	0,010	0,49
3	0,009	0,48
4	0,009	0,48
5	0,009	0,47
6	0,009	0,47
7	0,009	0,47
8	0,009	0,48
9	0,009	0,48
10	0,010	0,49

Tabel 3-4d: GAYA HAMBAT PADA 3,0 MACH

i	c _d	d (N)
1	0,003	4,28
2	0,003	4,20
3	0,003	4,15
4	0,003	4,11
5	0,003	4,10
6	0,003	4,10
7	0,003	4,11
8	0,003	4,14
9	0,003	4,18
10	0,003	4,22

Tabel 3-4b: GAYA HAMBAT PADA 1,0 MACH

i	c _d	d (N)
1	0,017	2,42
2	0,016	2,35
3	0,016	2,29
4	0,016	2,24
5	0,016	2,21
6	0,015	2,18
7	0,015	2,17
8	0,015	2,16
9	0,015	2,16
10	0,015	2,17

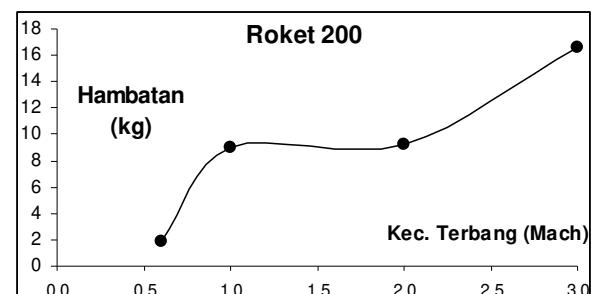
Tabel 3-4c: GAYA HAMBAT PADA 2,0 MACH

i	c _d	d (N)
1	0,004	2,39
2	0,004	2,34
3	0,004	2,31
4	0,004	2,29
5	0,004	2,28
6	0,004	2,28
7	0,004	2,29
8	0,004	2,31
9	0,004	2,33
10	0,004	2,36

Dapat dilihat bahwa distribusi gaya hambat di setiap elemen sirip pada Tabel 3-5 di atas sangat kecil. Hal tersebut dikarenakan harga c_{eff} yang sangat kecil seperti pada Tabel 3-2. Gaya hambat total keempat sirip pada variasi kecepatan terbang disajikan dalam Tabel 3-5 dan Gambar 3-4 di bawah ini.

Tabel 3-5: GAYA HAMBAT SIRIP

Kec. Terbang (m/ det)	Gaya Hambat (kg)
0,6	1,9
1,0	8,9
2,0	9,3
3,0	16,6



Gambar 3-4: Gaya hambat sirip

Secara umum semakin tinggi kecepatan terbang roket, maka gaya hambatnya juga semakin besar. Hasil perhitungan pada Gambar 3-4 menunjukkan bahwa tidak ada perbedaan gaya hambat yang signifikan pada kecepatan terbang antara 1 Mach dan 2 Mach. Pada kecepatan 2 Mach, koefisien gaya

hambatnya berkurang sehingga meskipun kecepatan terbangnya meningkat, namun kenaikan gaya hambat yang dihasilkan menjadi tidak signifikan.

4 KESIMPULAN

Dengan geometri yang sudah ada, *spin* akan meningkat seiring dengan kenaikan kecepatan terbang. Pada saat kecepatan terbang mencapai 3 Mach, roket *folded fin* berdiameter 200 akan *spin* dengan putaran 36 rps.

Gaya hambat sirip juga bertambah seiring dengan kenaikan kecepatan terbang. Pada saat kecepatan terbang mencapai 3 Mach, sirip akan memberikan gaya hambat akibat *spin* sebesar 16,6 kg.

5 Pengerjaan Selanjutnya

Dalam pengerjaan kali ini geometri sirip telah ditentukan. Untuk pengerjaan selanjutnya, perhitungan dan simulasi akan dilakukan dengan memvariasikan geometri sirip, antara lain:

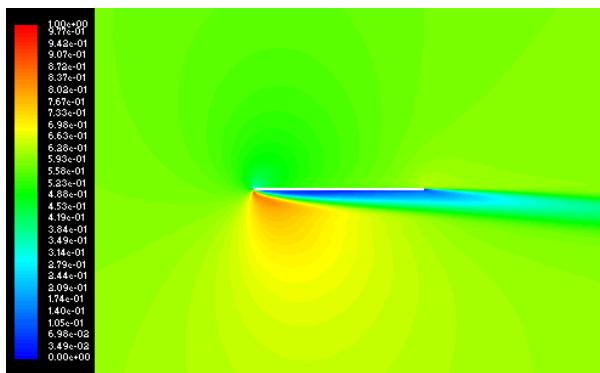
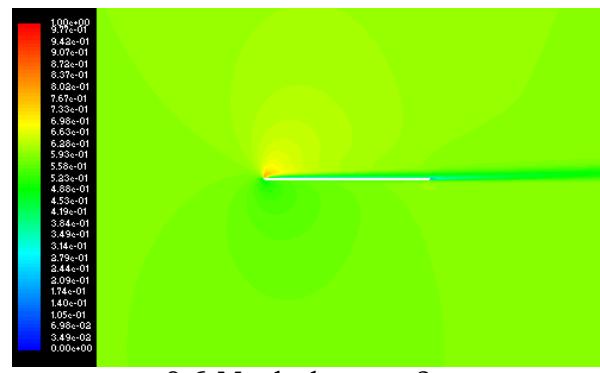
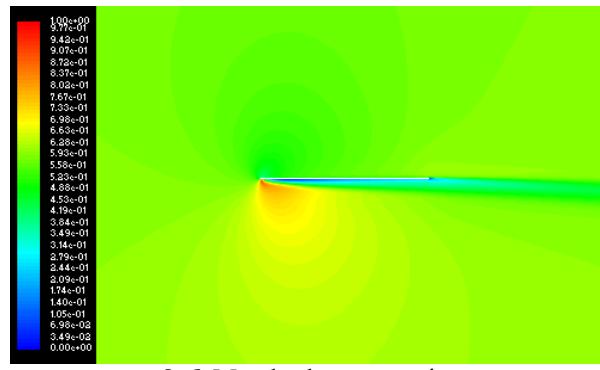
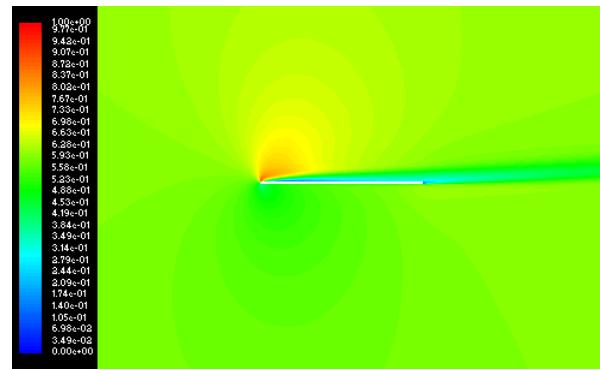
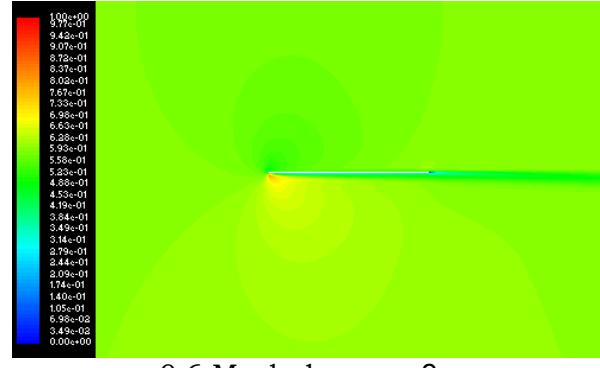
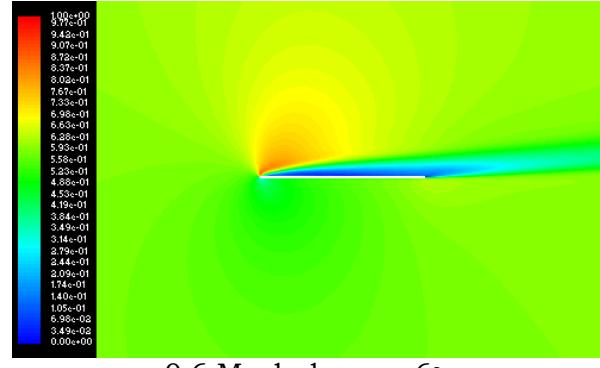
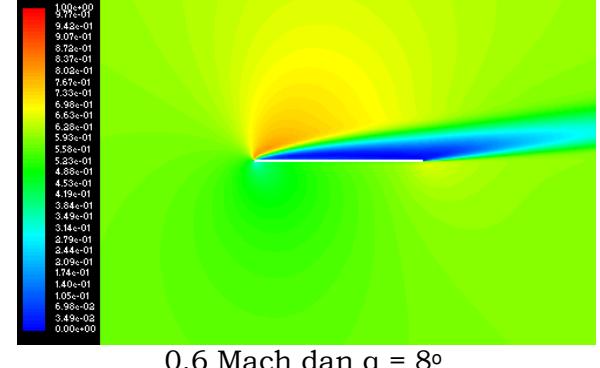
- *Chord* sirip

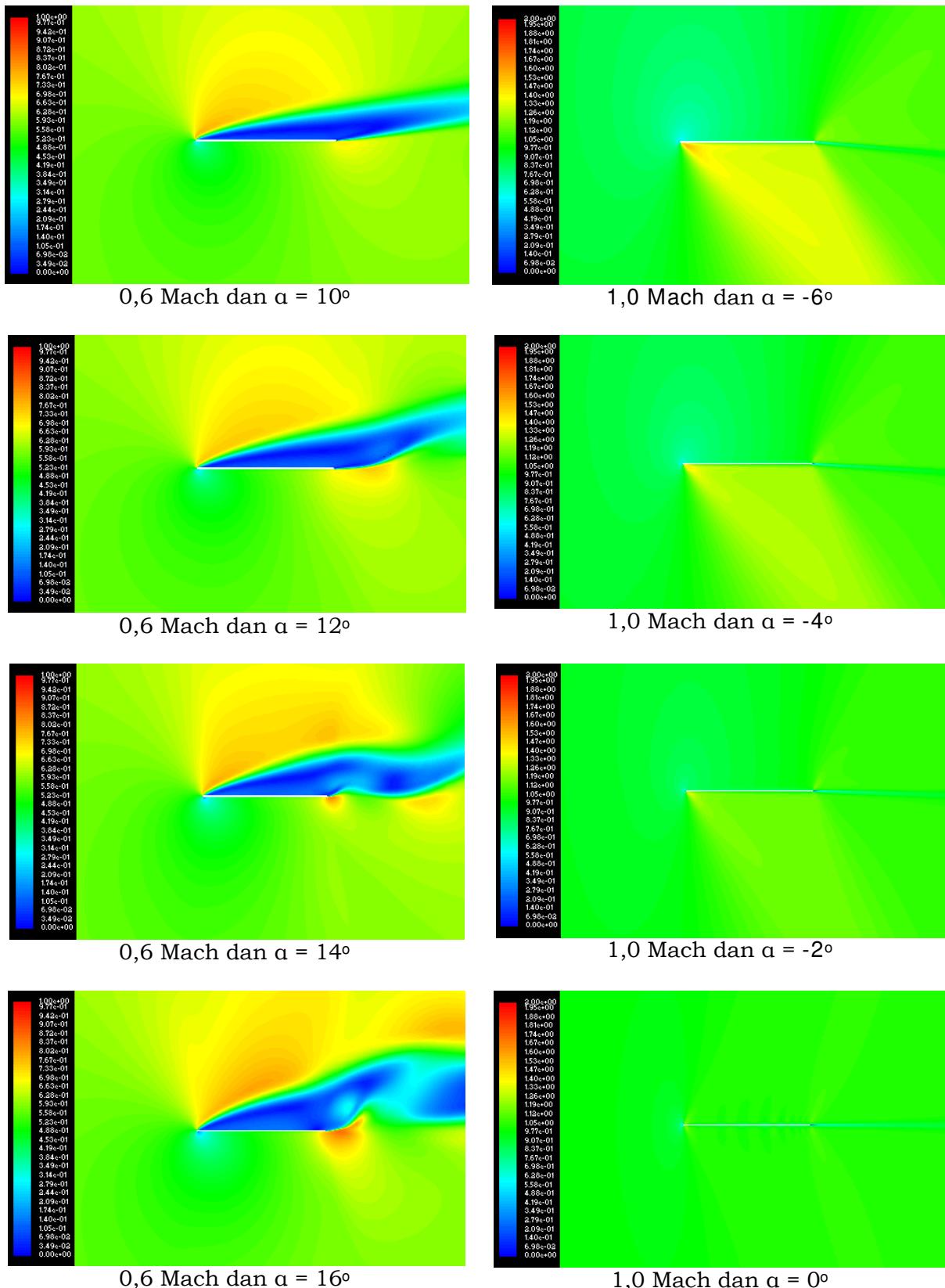
- Lebar sirip
- Sudut pasang sirip
- Kelengkungan sirip

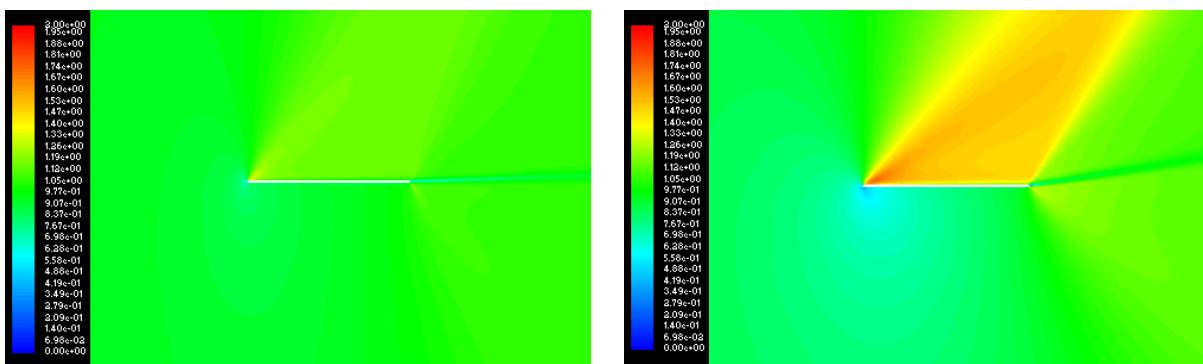
Perhitungan dan simulasi dengan variasi geometri sirip tersebut perlu dilakukan untuk mendapatkan *spin* yang sesuai dengan yang diharapkan. Selain itu dapat juga dijadikan pertimbangan untuk kemudahan pembuatan dan pemasangan sirip jenis *folded fin*.

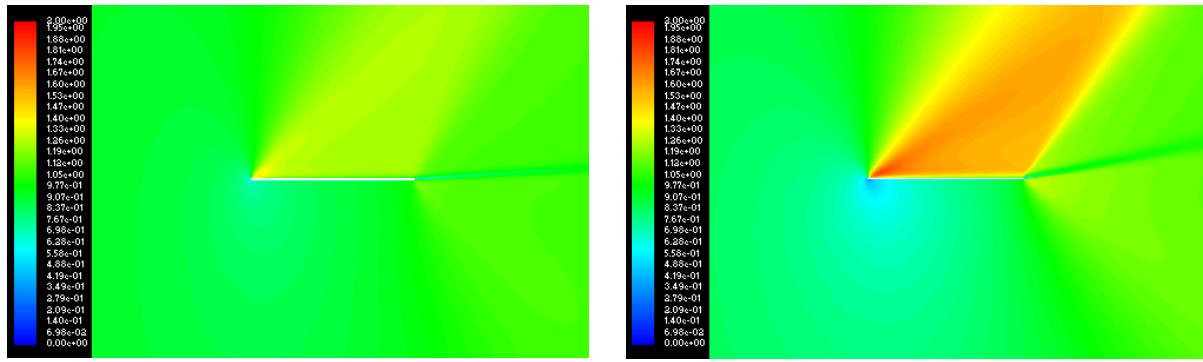
DAFTAR RUJUKAN

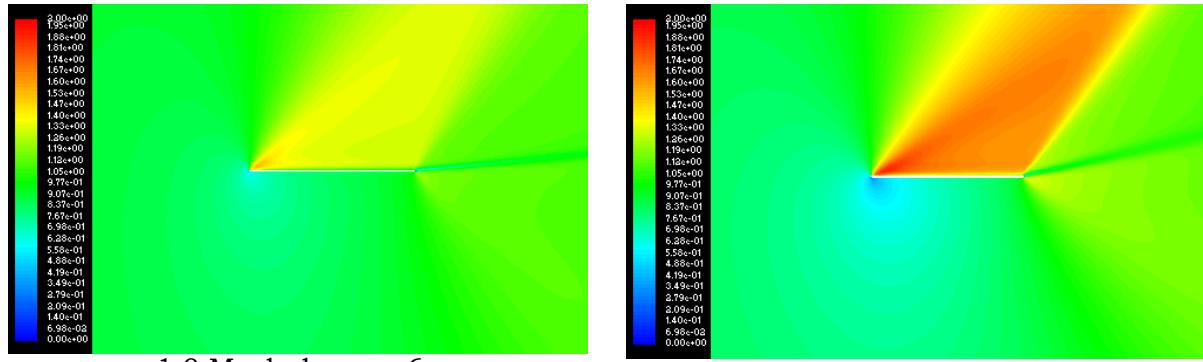
- Abbot, Ira H, Von Doenhoff, Albert E, 1959. *Theory of Wing Section*, Dover Publications Inc., New York.
- Anderson, John D., 1985. *Fundamentals of Aerodynamics*, Mc. Grawhill company, Singapore.
- Anderson, John D. Jr, 2003. *Modern Compressible Flow*, third edition, Mcgraw-Hill International.
- Mc. Cormick, Barnes W., 1995. *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Performance*, John Wiley & Sons, Canada.
- Manual *FLUENT*.

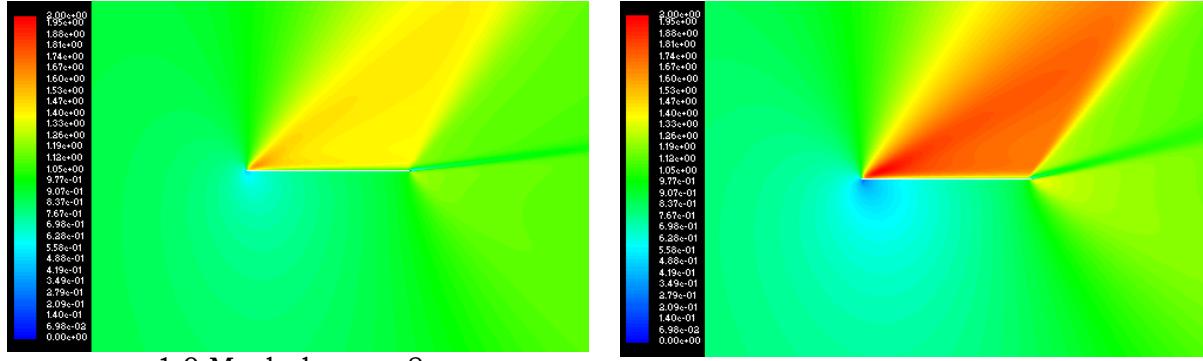
Lampiran :**Hasil Simulasi Pelat Datar 2-D Pada Berbagai Kecepatan dan Sudut Serang**0,6 Mach dan $\alpha = -6^\circ$ 0,6 Mach dan $\alpha = 2^\circ$ 0,6 Mach dan $\alpha = -4^\circ$ 0,6 Mach dan $\alpha = 4^\circ$ 0,6 Mach dan $\alpha = -2^\circ$ 0,6 Mach dan $\alpha = 6^\circ$ 0,6 Mach dan $\alpha = 0^\circ$ 0,6 Mach dan $\alpha = 8^\circ$




 1,0 Mach dan $\alpha = 2^\circ$

 1,0 Mach dan $\alpha = 10^\circ$

 1,0 Mach dan $\alpha = 4^\circ$

 1,0 Mach dan $\alpha = 12^\circ$

 1,0 Mach dan $\alpha = 6^\circ$

 1,0 Mach dan $\alpha = 14^\circ$

 1,0 Mach dan $\alpha = 8^\circ$

 1,0 Mach dan $\alpha = 16^\circ$

