

Ketidaktentuan Kecepatan dan Waktu Tunda Belokan dalam Prediksi dan Resolusi Konflik pada Simulator Pengendali Lalu Lintas Udara

Dian Andriana
Pusat Penelitian Informatika LIPI
dian@informatika.lipi.go.id

Abstrak

Salah satu tugas operator pengendali lalu lintas udara (*Air Traffic Controller*) adalah menjaga jarak separasi minimum di antara pesawat. Tugas ini dapat dibantu dengan perangkat lunak otomasi manajemen lalu lintas udara (*air traffic management automation*). Perangkat lunak ini antara lain berupa sistem pendukung keputusan (*decision support system*) yang dapat memprediksi konflik dan memberikan advis resolusi perubahan arah lintasan pesawat agar dapat menghindari konflik.

Makalah ini mendeskripsikan pengaruh ketidaktentuan kecepatan dan waktu tunda belokan dalam algoritma prediksi dan resolusi konflik yang dikembangkan untuk simulator pengendali lalu lintas udara. Pengujian hasil resolusi konflik telah dilakukan untuk menguji kemampuan memberikan advis resolusi arah lintasan pesawat. Diperoleh kesimpulan bahwa ketidaktentuan kecepatan pesawat dan waktu tunda perubahan arah pesawat dapat diterapkan pada algoritma prediksi dan resolusi konflik, dengan penambahan pada nilai separasi minimum sehingga hasil resolusi masih dapat menghindari gangguan separasi.

Kata kunci: pengendali lalu lintas udara, otomasi, prediksi dan resolusi konflik

1. Pendahuluan

Pengendali lalu lintas udara (*air traffic controller*, disingkat ATC) digunakan untuk mengatur lalu lintas pesawat udara sehingga antara lain menghindari tabrakan. Tugas pengendali lalu lintas udara adalah di antaranya mengatur pergerakan pesawat agar berada pada jarak aman satu sama lain atau disebut dengan separasi. Gangguan separasi dapat terjadi jika sepasang pesawat memiliki jarak yang kurang dari jarak aman. Gangguan separasi ini sering disebut juga dengan konflik[1][2].

Pesawat di udara (pada kondisi *en-route*) memiliki zona proteksi yaitu jarak aman antara dua buah pesawat yang melintas. Dalam referensi disebutkan jarak aman tersebut adalah jarak vertikal 1000 kaki (1 kaki = 0,30480 meter) dan jarak horisontal 5 mn (mil nautikal, dengan 1 mil nautikal = 1,852 kilometer)[2][3]. Literatur lain menyebut jarak tersebut sebesar 8 mil

nautikal (mn) [4]. Lintasan pesawat ditampilkan pada layar radar pada ruang pengendali. Tugas operator adalah mengawasi layar radar secara terus menerus untuk mengawasi pergerakan semua pesawat dan memberikan instruksi kepada pilot melalui komunikasi radio. Tujuannya adalah mengatur lalu lintas pesawat agar tidak terjadi konflik. Instruksi yang diberikan antara lain dapat berupa perubahan arah pesawat (*heading*).

Jika ada sepasang pesawat yang dari pergerakannya terlihat akan terjadi konflik, operator harus segera memberikan instruksi kepada pilot pesawat tersebut agar konflik tidak terjadi. Dari sisi perangkat lunak komputer perlu dilakukan prediksi lintasan pesawat beberapa menit ke depan apakah akan terjadi konflik. Jika diprediksi akan terjadi konflik, maka perlu dilakukan langkah-langkah untuk mengubah lintasan. Perubahan lintasan untuk menghindari konflik berdasarkan prediksi ini disebut

dengan resolusi konflik[3]. Jika pilot pesawat mengubah lintasan sesuai dengan resolusi yang diperoleh, maka konflik pada waktu yang akan datang dapat dihindarkan.

Pada saat ini di Indonesia pengaturan lalu lintas dilakukan oleh para petugas operator di pelabuhan udara. Pada saat terjadi kepadatan lalu lintas yang tinggi, tugas pengaturan dapat menjadi sangat intensif sehingga membutuhkan tingkat konsentrasi yang tinggi dari petugas operator. Diperlukan perangkat lunak yang dapat membantu memberi advis tentang pengaturan pergerakan pesawat. Perangkat lunak tersebut di antaranya adalah sistem pendukung keputusan (*decision support system*) yang dapat memprediksi terjadinya konflik dan dapat memberi advis atau resolusi pengubahan arah lintasan pesawat agar dapat menghindari konflik. Di masa depan sistem pendukung keputusan seperti ini dapat dikembangkan ke dalam sistem otomasi manajemen lalu lintas udara (*air traffic management automation*)[5][6].

Pada penelitian sebelumnya oleh R. Bach, C. Farrel, dan H. Erzberger[6] dibahas algoritma resolusi secara dua dimensi, ditunjukkan visualisasi terbatas serta menggunakan percobaan beberapa sudut arah lintasan pesawat yang ditetapkan (misalnya $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, dan seterusnya). Dalam penelitian lain oleh G. Doweck, C. Muñoz, and A. Geser[3], hanya dilakukan implementasi simulasi lintasan pesawat secara numerik. Pada kedua penelitian tersebut[6][3], juga tidak dijelaskan mengenai pengaruh ketidakpastian kecepatan pesawat dan waktu belokan yang mengakibatkan resolusi menjadi kurang optimal.

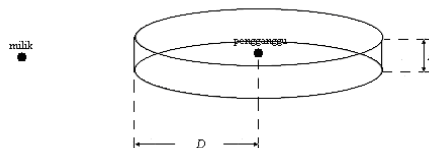
Dibandingkan dengan dua penelitian di atas, penelitian ini berusaha memberikan kontribusi berupa pengaruh waktu belokan pesawat secara algoritmis pada resolusi, dan pengaruh ketidakpastian kecepatan pesawat pada resolusi. Pengaruh-pengaruh tersebut akan ditampilkan dalam bentuk tabel, grafik, dan visualisasi posisi pesawat yang diperoleh dari simulasi dengan bahasa pemrograman C++.

2. Deteksi dan resolusi konflik

2.1 Deteksi Konflik

Untuk mendeteksi konflik dari sepasang pesawat, pesawat dibedakan menjadi dua, yaitu pesawat pertama yang disebut pesawat milik (*ownship*) dan pesawat pengganggu (*intruder*)[7].

Dua buah pesawat disebut sebagai konflik jika separasi vertikal kurang dari nilai batas H, untuk $H > 0$, dan jika separasi horisontal kurang dari nilai batas D, untuk $D > 0$. Separasi vertikal dan horisontal ini dimiliki oleh setiap pesawat, dan membentuk area proteksi yang berbentuk silinder seperti pada Gambar 1. Silinder tersebut memiliki tinggi H dan jari-jari D mengitari posisi pesawat. Nilai $H = 1000$ kaki (*feet*) dan $D = 5$ mn (mil nautikal) yang umum digunakan. Batas silinder dianggap tidak termasuk dalam area proteksi. Hal ini adalah untuk mendapatkan solusi manuver optimal bagi pesawat milik yang tepat bersinggungan dengan batas area proteksi dari pesawat pengganggu[3].



Gambar 1. Zona proteksi pesawat[3]

Kriteria konflik adalah apabila sebuah titik koordinat terletak di dalam zona proteksi. Bila P_1 adalah himpunan vektor yang berada dalam silinder zona proteksi, maka P_1 dapat dinyatakan sebagai berikut[3].

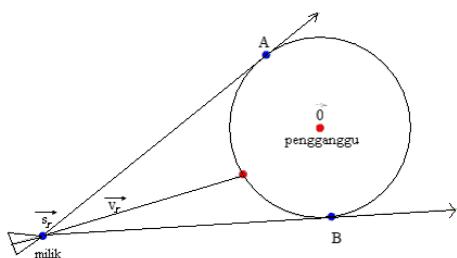
$$P_1 = \{(x, y, z) \mid x^2 + y^2 < D^2 \text{ dan } -H < z < H\} \quad (2.1)$$

2.2 Resolusi Konflik

Untuk pesawat yang memiliki ketinggian sama, Bilimoria menggunakan pendekatan geometris dua dimensi dalam mencari resolusi dari konflik[3]. Dalam dua dimensi pesawat pengganggu memiliki zona proteksi berbentuk lingkaran. Dari posisi pesawat milik harus dicari vektor kecepatan baru yang tidak beririsan dengan zona proteksi

pesawat pengganggu. (Lihat Gambar 2). Ada banyak kemungkinan untuk membuat vektor yang memenuhi syarat tersebut, namun Bilimoria memilih untuk meminimalkan sudut vektor baru terhadap vektor asalnya. Hal ini disebut dengan optimal.

Sebagaimana terlihat pada Gambar 2, solusi yang optimal adalah tangensial terhadap zona proteksi pesawat pengganggu. Solusi lain akan memerlukan perubahan yang lebih besar pada sudut lintasan pesawat milik.



Gambar 2. Resolusi optimisasi geometris[3]

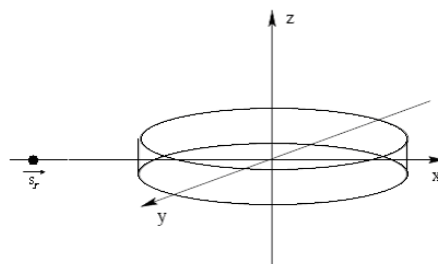
Vektor posisi relatif dari posisi pesawat milik \vec{s}_o terhadap posisi pesawat pengganggu \vec{s}_i dapat ditulis kembali sebagai berikut[6].

$$\vec{s}_r = \vec{s}_o - \vec{s}_i \quad (2.2)$$

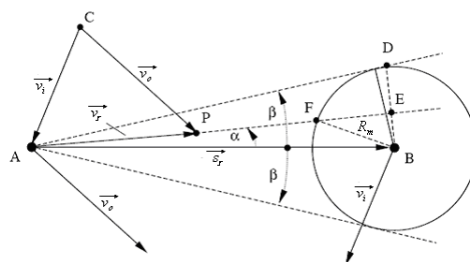
Sedangkan kecepatan relatif dari kecepatan pesawat milik \vec{v}_o terhadap kecepatan pesawat pengganggu \vec{v}_i adalah sebagai berikut[6] yang digambarkan dengan segitiga ACP pada Gambar 4.

$$\vec{v}_r = \vec{v}_o - \vec{v}_i \quad (2.3)$$

Sebuah vektor kecepatan baru diperlukan agar tidak beririsan dengan zona proteksi pesawat pengganggu. Untuk itu pesawat pengganggu dianggap statis[6], dan pesawat milik bergerak menurut vektor kecepatan relatif \vec{v}_r , sehingga dibuat sistem koordinat yang memiliki titik asal pada posisi pesawat pengganggu. Pada sistem koordinat ini dengan $s_{r,x}$ dan $s_{r,y}$ berturut-turut sebagai komponen \vec{s}_r pada sumbu x dan sumbu y, $s_{r,x} < 0$ dan $s_{r,y} = 0$ seperti terlihat pada Gambar 3[3]. Selanjutnya sistem koordinat ini diterapkan pada Gambar 4[6].



Gambar 3. Sistem koordinat dan zona proteksi[3]



Gambar 4. Geometri vektor posisi dan kecepatan untuk ketinggian sama[6]

Jika separasi minimum adalah R_m dan jarak relatif adalah \vec{s}_r , maka sudut yang diperlukan untuk tangensial lingkaran berpusat pada titik B adalah sebagai berikut[6].

$$\beta = \pm \sin^{-1}(R_m / \|\vec{s}_r\|) \quad (2.4)$$

Rotasi vektor kecepatan relatif \vec{v}_r berpusat di titik A sebesar sudut μ sebagai berikut[6].

$$\mu = \beta - \alpha \quad (2.5)$$

Sudut α merupakan selisih antara sudut vektor kecepatan relatif \vec{v}_r yaitu ψ_r , dengan sudut vektor jarak relatif \vec{s}_r yaitu ψ_s [6].

$$\alpha = \psi_s - \psi_r \quad (2.6)$$

Vektor relatif \vec{v}_r dan arah sudut ψ_r diperoleh dengan menerapkan Aturan Sinus pada segitiga ACP dalam Gambar 4[6].

$$\|\vec{v}_o\| / \sin(\psi_i - \psi_r) = \|\vec{v}_i\| / \sin(\psi_o - \psi_r) \quad (2.7)$$

Waktu separasi terkecil adalah saat terjadi jarak separasi terkecil pada saat

terjadi konflik. Pada Gambar 4 jika terjadi konflik, maka pesawat A berjalan menurut arah vektor \vec{v}_r sepanjang garis putus-putus menuju titik F yang merupakan titik awal waktu terjadinya konflik. Jika t_1 adalah saat awal terjadi konflik, yaitu pada titik F pada Gambar 4, dan t_2 adalah saat konflik berakhir, maka waktu separasi terkecil adalah sebagai berikut[3].

$$\tau = (t_1 + t_2) / 2 \quad \dots (2.8)$$

τ digambarkan sebagai titik E pada gambar Gambar 4.

Titik D merupakan titik balik pesawat untuk kembali kepada rute semula (*turn back*). Ruas garis \overline{AE} dan \overline{DB} saling tegak lurus, maka panjang \overline{AD} dapat dihitung sebagai berikut[6].

$$\|\overline{AD}\| = \|\vec{s}_r\| \cos \alpha / \cos \mu \quad \dots (2.9)$$

Resolusi antara lain dapat dilakukan dengan perubahan sudut lintasan pesawat milik. Diasumsikan kecepatan kedua pesawat tetap. Agar menghindari konflik, sudut lintasan pesawat milik berubah menjadi ψ_o^* .

$$\|\vec{v}_o\| / \sin(\psi_i - \psi_r^*) = \|\vec{v}_i\| / \sin(\psi_o^* - \psi_r^*) \quad \dots (2.10)$$

Selanjutnya persamaan ini dapat ditulis ulang menjadi sebagai berikut[6].

$$\psi_o^* = \psi_r^* + \sin^{-1}[\sigma_v \sin(\psi_i - \psi_r^*)] \quad \dots (2.11)$$

dengan

$$\sigma_v = \|\vec{v}_i\| / \|\vec{v}_o\| \quad \dots (2.12)$$

2.3 Perubahan Arah Pesawat

Pesawat melakukan perubahan arah (*heading*) dapat dengan memiringkan (*rolling/bank*) dengan sudut tertentu. Pilot menggunakan indikator untuk melihat sudut tersebut, dan kemudian menggunakan jam untuk menghitung waktu berbelok hingga mencapai jarak belokan yang diinginkan[8]. Gambar 5 menunjukkan lingkaran dan sudut

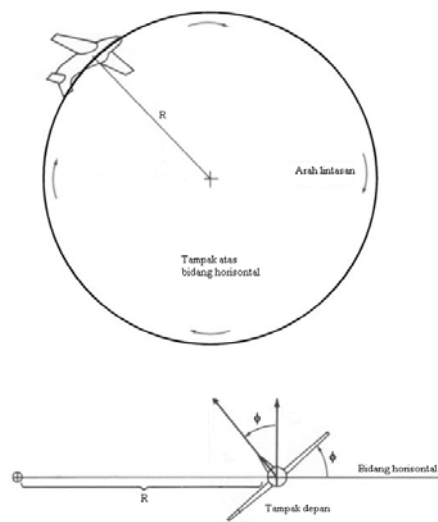
kemiringan yang dibuat pada saat pesawat melakukan perubahan arah[9].

Jika v adalah kecepatan pesawat dalam km/jam, ϕ adalah sudut kemiringan pesawat, dan g adalah percepatan gravitasi yaitu $9,8 \text{ m/det}^2$, maka dapat dihitung jari-jari lingkaran sebagai berikut[8].

$$R = v^2 / [g \tan(\phi)] \quad \dots (2.13)$$

Jika t_{360} adalah waktu yang digunakan untuk menempuh perubahan arah sebesar 360 derajat, maka dapat dihitung sebagai berikut[8].

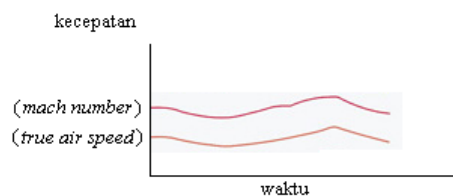
$$t_{360} = 2 \pi v / [g \tan(\phi)] \quad \dots (2.14)$$



Gambar 5. Lingkaran dan sudut kemiringan pada perubahan arah[9]

2.4 Ekstrapolasi

Resolusi yang diberikan untuk mengatasi konflik harus juga memperhitungkan ketidakpastian kecepatan pesawat[4]. Pada Gambar 6 diberikan contoh model profil kecepatan pesawat.



Gambar 6. Contoh profil fungsi kecepatan terhadap waktu[10]

Di samping adanya ketidaktentuan kecepatan pesawat, posisi pesawat merupakan suatu fungsi terhadap waktu dan dapat didekati dengan ekstrapolasi linear[11]. Ekstrapolasi linear akan dipergunakan untuk memprediksi posisi pesawat dari nilai posisi dan kecepatan pesawat terakhir[11]. Ekstrapolasi linear dipilih karena memberikan galat (*error*) yang lebih kecil daripada ekstrapolasi Catmull-Rom pada gerakan pesawat lurus atau berbelok[12].

Pada kasus yang sederhana untuk menentukan posisi berikutnya dari suatu benda dapat dikalkulasi dari nilai posisi dan kecepatan terakhir benda tersebut dengan persamaan sebagai berikut[11].

$$x = x_i + v_i \Delta t \tag{2.15}$$

3. Metodologi

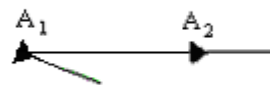
Metodologi yang digunakan dalam penelitian ini adalah mengembangkan algoritma prediksi dan resolusi konflik, mengimplementasinya dengan bahasa pemrograman, dan kemudian melakukan pengujian untuk melihat hasilnya. Algoritma yang dikembangkan berasal dari formula matematis prediksi dan resolusi konflik yang dikembangkan oleh Bach dan Doweck, ditambah dengan formula perubahan arah pesawat pada persamaan (2.14) dan contoh grafik ketidaktentuan kecepatan pesawat pada Gambar 6.

Tiga buah proses utama dalam algoritma ini adalah deteksi, prediksi, dan resolusi konflik. Deteksi konflik yaitu melakukan pemeriksaan jika jarak kedua pesawat kurang dari jarak aman. Prediksi konflik yaitu memperkirakan terjadinya konflik di masa mendatang dengan ekstrapolasi linear. Sedangkan resolusi konflik melakukan perhitungan perubahan sudut arah pada salah pesawat sehingga dapat menghindari konflik. Ketiga proses ini dijalankan secara bergantian ditambah dengan proses pergerakan pesawat dalam lintasannya dan adanya waktu tunda eksekusi algoritma. Waktu tunda eksekusi algoritma mengacu pada simulator lalu lintas udara ACES[6]

yaitu sebesar 5 detik. Sedangkan waktu prediksi konflik adalah untuk beberapa menit mendatang, contoh pada ACES adalah 12 menit. Proses lain setelah dilakukan resolusi konflik adalah penghitungan titik balik (yang digambarkan dengan titik D pada Gambar 4) bagi pesawat agar dapat kembali pada rute semula setelah mengubah arah untuk menghindari konflik. Proses selanjutnya adalah proses pengubahan arah pesawat untuk menjalankan resolusi yang telah dihitung.

Algoritma yang dikembangkan kemudian diimplementasi dengan bahasa pemrograman C++ yang menghasilkan keluaran berupa informasi numerik dan visualisasi pergerakan posisi pesawat dalam simulasi.

Pada algoritma ini proses pengubahan arah pesawat dilakukan dengan interval sudut yang kecil sehingga menyebabkan waktu tunda bagi perubahan arah pesawat. Contoh lintasan pesawat yang tidak memiliki waktu tunda perubahan arah digambarkan pada Gambar 7, dibandingkan dengan lintasan yang memiliki waktu tunda perubahan arah pada Gambar 8. Gambar 7 dan 8 memperlihatkan lintasan pesawat A dengan perubahan posisi A_1 menuju ke A_2 . Perubahan arah ini seiring dengan proses-proses lainnya yaitu proses deteksi, prediksi, dan resolusi konflik.

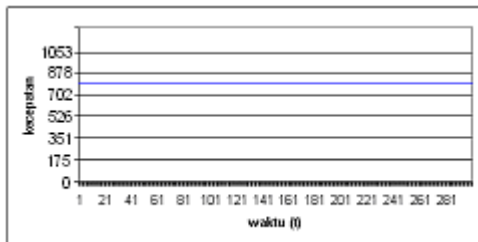


Gambar 7. Lintasan pesawat tanpa waktu tunda perubahan arah

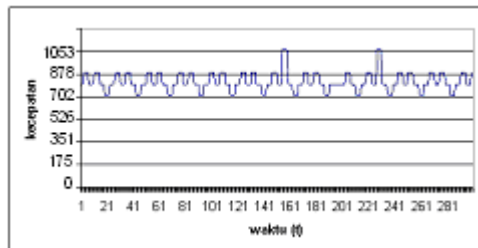


Gambar 8. Lintasan pesawat dengan waktu tunda perubahan arah

Pada algoritma ini ditambahkan pula sebuah proses untuk mengacak kecepatan laju pesawat sehingga memiliki profil ketidakpastian mendekati seperti pada Gambar 6. Contoh grafik kecepatan pesawat yang diujicobakan dalam simulasi ini seperti pada Gambar 10. Grafik ini dapat dibandingkan dengan grafik kecepatan tetap pada Gambar 9. Pada Gambar 10 ditambahkan atau dikurangkan nilai kecepatan sehingga secara periodik menjadi bertambah atau berkurang sebesar $\pm 20\%$ dari kecepatan pada Gambar 9. Kecepatan pesawat yang digunakan adalah ± 800 km/jam.



Gambar 9. Grafik simulasi kecepatan pesawat (km/jam) tanpa ketidakpastian



Gambar 10. Grafik simulasi kecepatan pesawat (km/jam) dengan ketidakpastian

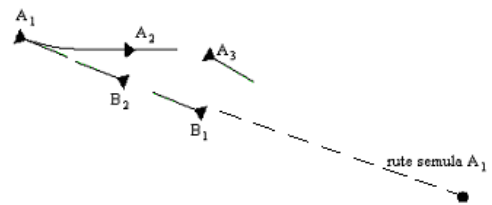
4. Hasil Pengujian dan Pembahasan

Selanjutnya dilakukan pengujian terhadap algoritma prediksi dan resolusi konflik dengan waktu tunda perubahan arah dan ketidakpastian kecepatan. Satu aspek lain yang disertakan adalah adanya waktu tunda eksekusi algoritma mengacu pada simulator ACES[6] (algoritma dieksekusi setiap 5 detik).

Pengujian dilakukan dengan menetapkan posisi awal dari dua buah pesawat sehingga memungkinkan terjadinya gangguan pada separasi atau jarak aman. Kemudian algoritma dijalankan dengan memasukkan waktu tunda perubahan arah, ketidakpastian kecepatan, dan waktu tunda eksekusi.

Pengujian pertama memasukkan waktu tunda perubahan arah dan waktu tunda eksekusi, namun tanpa dan dengan ketidakpastian kecepatan pesawat. Pengujian ini untuk mengetahui sejauh mana ketidakpastian kecepatan mempengaruhi optimalitas resolusi. Hasilnya terlihat pada Gambar 12 dan Gambar 13 dengan data pada Tabel 1 dan Tabel 2.

Pengujian kedua memasukkan ketidakpastian kecepatan dan waktu tunda eksekusi, tanpa dan dengan waktu tunda perubahan arah pesawat. Pengujian ini untuk mengetahui pengaruh waktu tunda perubahan arah pesawat terhadap optimalitas resolusi. Waktu untuk melakukan perubahan arah pada simulasi ini adalah $\pm 22^\circ$ /menit.



Gambar 11. Lintasan pesawat pada saat resolusi

Gambar 11 memperlihatkan lintasan pesawat A dan B pada ketinggian sama dengan perubahan posisi A_1 menjadi posisi A_2 dan selanjutnya A_3 untuk pesawat A, dan perubahan posisi B_1 menuju ke B_2 untuk pesawat B. Pada lintasan ini resolusi dijalankan pada pesawat A saja. Terlihat bahwa pesawat A melakukan perubahan arah untuk menghindari gangguan separasi dengan pesawat B, dan kemudian kembali mengubah arah (titik balik) menuju rute semula.

Pengujian pertama dijelaskan sebagai berikut. Pada Tabel 1 terlihat data jarak antara pesawat A dan pesawat B di sekitar saat terjadinya separasi terkecil tanpa disertai ketidaktentuan kecepatan. Sedangkan pada Tabel 2 disertai dengan ketidaktentuan kecepatan. Kotak berwarna menunjukkan saat terjadi separasi terkecil. Skala perbandingan yang digunakan dalam simulasi adalah 1 satuan jarak berbanding dengan kurang lebih 1 mil nautikal. Kotak berwarna menunjukkan jarak separasi terkecil. Pengujian pertama ini pada kedua tabel juga memasukkan waktu tunda perubahan arah, namun tidak termasuk dalam aspek yang diuji dalam pengujian pertama, ini akan diuji melalui pengujian kedua yang akan dibahas setelah ini.

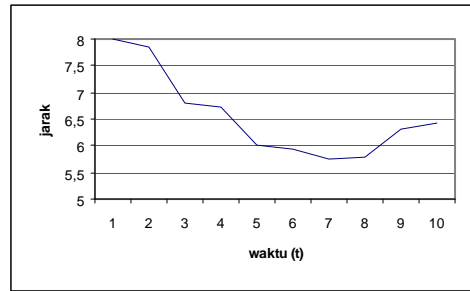
Tabel 1. Data jarak pesawat di sekitar saat separasi terkecil tanpa ketidaktentuan kecepatan

t	Jarak (mil nautikal)
1	8,01346
2	7,86667
3	6,79200
4	6,70665
5	5,99929
6	5,93395
7	5,75907
8	5,78880
9	6,32646
10	6,41250

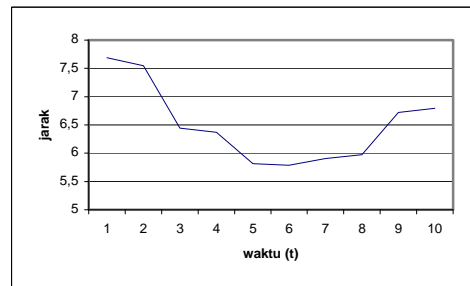
Tabel 2. Data jarak pesawat di sekitar saat separasi terkecil dengan ketidaktentuan kecepatan

t	Jarak (mil nautikal)
1	7,688628
2	7,548284
3	6,445775
4	6,370750
5	5,815796
6	5,786552
7	5,908278
8	5,974746
9	6,723038
10	6,795588

Tabel 1 dan Tabel 2 bila digambarkan berupa grafik tampak pada Gambar 12 dan Gambar 13.



Gambar 12. Grafik jarak pesawat (mil nautikal) di sekitar saat separasi terkecil tanpa ketidaktentuan kecepatan



Gambar 13. Grafik jarak pesawat (mil nautikal) di sekitar saat separasi terkecil dengan ketidaktentuan kecepatan

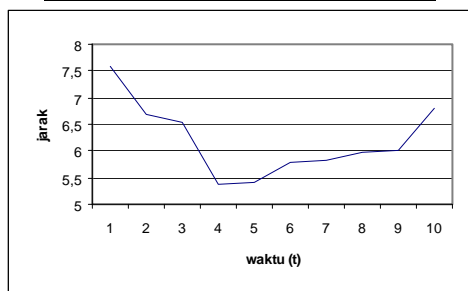
Pengujian kedua dijelaskan sebagai berikut. Pengujian kedua menggunakan data pada Tabel 2 dan Tabel 3, yang digambarkan secara grafis pada Gambar 13 dan Gambar 14. Tabel 2 dan Gambar 13 mendeskripsikan data dan grafik jarak pesawat di sekitar separasi terkecil dengan ketidaktentuan kecepatan yang disertai juga dengan waktu tunda perubahan arah. Selanjutnya sebagai pembandingan yaitu Tabel 3 dan Gambar 14 yang juga memasukkan ketidaktentuan kecepatan, namun tanpa waktu tunda perubahan arah.

Pertama akan dibahas mengenai terhindarnya gangguan separasi. Pengujian-pengujian di atas menggunakan nilai separasi minimum yang harus dijaga yaitu misal diambil nilai 5 mil nautikal. Dari semua pengujian diharapkan jarak separasi terkecil tidak kurang dari nilai separasi minimum tersebut, seperti pada persamaan

(2.1). Semua pengujian di atas memenuhi kriteria ini.

Tabel 3. Data jarak pesawat di sekitar saat separasi terkecil tanpa waktu tunda perubahan arah

t	Jarak (mil nautikal)
1	7,59310
2	6,67197
3	6,52126
4	5,39182
5	5,40387
6	5,80089
7	5,82064
8	5,97922
9	6,02087
10	6,80554



Gambar 14. Grafik jarak pesawat (mil nautikal) di sekitar saat separasi terkecil tanpa waktu tunda perubahan arah

Aspek kedua yang ingin diketahui yaitu optimalitas resolusi jika tanpa atau dengan ketidakpastian kecepatan, dan jika tanpa atau dengan waktu tunda perubahan arah pesawat. Kriteria nilai separasi paling optimal yaitu paling mendekati nilai separasi minimum seperti pada persamaan (2.1). Namun dapat pula terjadi nilai separasi terkecil menjadi memiliki selisih cukup besar dari nilai separasi minimum, yang menyebabkan resolusi menjadi kurang optimal, namun gangguan separasi masih dapat dihindarkan.

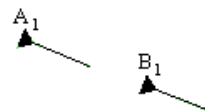
Pada pengujian pertama terlihat selisih antara nilai jarak separasi terkecil apabila dilakukan simulasi tanpa atau dengan ketidakpastian kecepatan dihitung sebagai berikut. Selisih = $5,75907 - 5,786552 = -0,0275$ mil nautikal. Kemudian terdapat

perbedaan bentuk grafik karena terdapat ketidakpastian kecepatan pada Gambar 13. Optimalitas resolusi dilihat dari nilai separasi terkecil juga berkurang namun masih dapat dihindarkan gangguan separasi.

Dengan demikian dari pengujian pertama dapat disimpulkan bahwa dengan adanya ketidakpastian kecepatan sebesar $\pm 20\%$ dari kecepatan rata-ratanya, ditambah dengan waktu tunda perubahan arah dan waktu tunda eksekusi, memiliki selisih dari perbedaan separasi terkecil bila dibandingkan dengan menggunakan kecepatan tertentu yang tetap, hal ini mengakibatkan optimalitas berkurang namun masih dapat dihindarkan gangguan separasi.

Pengujian kedua juga terlihat bahwa nilai separasi terkecil masih lebih dari nilai separasi minimum. Kemudian dihitung selisih antara nilai jarak separasi terkecil apabila dilakukan simulasi tanpa atau dengan waktu tunda perubahan arah sebesar $\pm 22^\circ/\text{menit}$, yaitu selisih = $5,39182 - 5,786552 = -0,3947$ mil nautikal. Optimalitas resolusi berkurang namun masih dapat dihindarkan gangguan separasi.

Pengujian yang dilakukan oleh R. Bach, C. Farrel, dan H. Erzberger[6] tidak memasukkan unsur ketidakpastian kecepatan dan waktu tunda belokan, menggunakan belokan bersudut ditetapkan $\pm 15^\circ$, dan bentuk lintasan yang berbeda yaitu lintasan mendahului (*overtaking*) seperti digambarkan pada Gambar 15.



Gambar 15. Lintasan pesawat berpotensi mendahului (kecepatan $A_1 >$ kecepatan B_1)

Dengan cara yang sama sebagaimana dibahas sebelumnya dengan bentuk lintasan berhadapan, bila menggunakan bentuk lintasan mendahului, dengan memasukkan unsur ketidakpastian kecepatan dan waktu tunda belokan, dan besar sudut yang tidak

ditetapkan, maka diperoleh jarak separasi terkecil sebesar 5,936876 mil nautikal dengan belokan sudut maksimum $\pm 12^\circ$. Pengujian ini menggunakan kecepatan rata-rata pesawat A sebesar ± 894 km/jam dan pesawat B sebesar ± 811 km/jam.

Jika dihitung persentase selisih antara nilai separasi terkecil 5,936876 mil nautikal terhadap nilai separasi minimum 5 mil nautikal maka diperoleh hasil sebagai berikut.

$$\begin{aligned} \text{Persentase selisih} &= ((5,936876-5)/5) \\ &\quad \times 100\% \\ &= 18,73\% \end{aligned}$$

Sedangkan hasil simulasi yang dilakukan oleh R. Bach, C. Farrel, dan H. Erzberger[6] yaitu memperoleh jarak separasi terkecil 8 mil nautikal dibandingkan dengan nilai separasi minimum 7 mil nautikal yang dihitung sebagai berikut.

$$\begin{aligned} \text{Persentase selisih oleh R. Bach, C. Farrel, dan H. Erzberger[6]} &= ((8-7)/7) \times 100\% \\ &= 14,28\% \end{aligned}$$

Persentase selisih pada simulasi ini lebih besar namun tidak jauh berbeda daripada simulasi oleh R. Bach, C. Farrel, dan H. Erzberger[6].

Sebaliknya untuk sudut belokan yang digunakan pada simulasi ini lebih kecil dan tidak jauh berbeda daripada sudut belokan pada simulasi oleh R. Bach, C. Farrel, dan H. Erzberger[6].

Dari kedua pengujian di atas terlihat bahwa persentase selisih jarak separasi terkecil dengan jarak separasi minimum dan sudut belokan pada hasil simulasi ini tidak jauh berbeda daripada hasil simulasi oleh R. Bach, C. Farrel, dan H. Erzberger[6] namun mereka tidak memasukkan faktor ketidaktentuan kecepatan dan waktu tunda belokan. Dari pengujian terlihat bahwa optimalitas resolusi dapat berkurang diakibatkan adanya ketidaktentuan kecepatan dan waktu tunda perubahan arah pesawat. Oleh karena itu disarankan untuk menambah nilai separasi minimum misalnya dari 5 menjadi 5,9 mil nautikal yang digunakan dalam simulasi sehingga hasil resolusi yang diperoleh masih dapat menghindarkan gangguan separasi yakni

jarak kedua pesawat masih melebihi nilai 5 mil nautikal.

5. Kesimpulan

Telah dilakukan pengembangan algoritma prediksi dan resolusi konflik dengan menambahkan ketidaktentuan kecepatan pesawat dan waktu tunda perubahan arah pesawat, serta pengujiannya dalam simulator yang diimplementasikan dengan bahasa pemrograman. Dari hasil pengujian diperoleh kesimpulan bahwa ketidaktentuan kecepatan pesawat dan waktu tunda perubahan arah pesawat dapat diterapkan pada algoritma prediksi dan resolusi konflik, dengan penambahan pada nilai separasi minimum sehingga hasil resolusi masih dapat menghindarkan gangguan separasi.

6. Daftar pustaka

- [1] A. Cerone, P. A. Lindsay, and S. Connelly, *Formal Analysis of Human-computer Interaction Using Model-checking*, In Bernhard Aichernig and Bernhard Beckert, editors, *Proceedings of the 3rd IEEE Conference on Software Engineering and Formal Methods*, pp. 352-361, IEEE Comp. Soc., 2005.
- [2] S. Connelly, P. Lindsay, A. Neal, and M. Humphreys. *A Formal Model of Cognitive Processes for an Air Traffic Control Task*, Technical Report No. 01-31, Software Verification Research Centre, The University of Queensland, Queensland, August 2001.
- [3] G. Dowek, C. Muñoz, and A. Geser, *Tactical Conflict Detection and Resolution in a 3-D Airspace*, CR-20010210853, ICASE Report No. 2001-7, ICASE NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 2001.
- [4] N. Durand, J. M. Alliot, and J. Noailles, *Automatic Aircraft Conflict Resolution Using Genetic Algorithms*, Centre d'Etudes de la Navigation Aérienne, Toulouse Cedex, 1996.
- [5] R. A. Coppensbarger, *Climb Trajectory Prediction Enhancement Using Airline Flight-Planning Information*, AIAA-99-

- 4147, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, 1999.
- [6] R. Bach, C. Farrel, and H. Erzberger, *An Algorithm for Level-Aircraft Conflict Resolution*, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, 31 Mei 2007.
- [7] T. S. Abbott, *Speed Control Law for Precision Terminal Area In-Trail Self Spacing*, Technical Memorandum TM-2002-211472, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, July 2002.
- [8] D. Jatmoko, *Aerodynamics*, Sekolah Tinggi Penerbangan Indonesia, Tangerang, 2007.
- [9] J. Scott, *Bank Angle and G's*, <http://www.aerospaceweb.org/question/performance/q0146.shtml> (Diakses 02.06.2008).
- [10] J. Bech, *Prediction Techniques in Computer Games*, Master Thesis, Lund University, 2005.
http://graphics.cs.lth.se/theses/projects/p ticg/report/thesis_hq.pdf, (Diakses 20.04.2009).
- [11] R. J. Hansman, *Air Traffic Control Overview*,
<http://travel.howstuffworks.com/air-traffic-control.htm> (Diakses 01.05.2008).
- [12] I. N. E. Indrayana. *Prediksi dengan Ekstrapolasi Linier dan Pemrograman Multithread untuk Mengurangi Pengaruh Latency pada Multiplayer Air Combat Flight Simulator*, Tesis Magister, Sekolah Tinggi Elektro dan Informatika, Institut Teknologi Bandung, 2008.