

УДК 004.942

Способ оценки характеристик пикирования самолета-штурмовика

Карпенко О.Н.*, Костин П.С.**

*Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

**e-mail: kaska79@yandex.ru.*

***e-mail: texnnik@mail.ru*

Аннотация

В статье рассмотрен вопрос определения характеристик пикирования самолета на основе имитационного моделирования. Для достижения цели исследования был разработан программно-моделирующий комплекс, позволяющий проводить оценку характеристик пикирования самолета-штурмовика. В целях проведения имитационного моделирования пикирования и вывода из него были разработаны законы управления самолетом. По результатам моделирования были определены время вывода из пикирования и изменение высоты в процессе выхода из пикирования при различных режимах полета, на основании этого была построена номограмма определения потери высоты за вывод из пикирования в зависимости от величин воздушной скорости, угла пикирования и нормальной перегрузки на выводе. Представленный способ оценки характеристик пикирования позволяет сократить временные, финансовые и трудовые затраты при соответствующих испытаниях самолета.

Ключевые слова: моделирование, управление, характеристики пикирования, программный комплекс.

Для эффективного применения и безопасной эксплуатации самолета необходимо, с высокой степенью достоверности, знать его летные характеристики. Кроме того, знание летных характеристик необходимо для доводки опытной и модернизации серийной техники. Развитие цифровых технологий, и в частности цифровых вычислителей, привело к энергичному включению их в процесс определения летных характеристик самолета [1]. На современном этапе не представляется возможным определение летных характеристик самолета без автоматизированной обработки результатов летных испытаний, математического и полунатурного моделирования [2, 3, 3, 4].

Важными этапами выполнения боевой задачи является боевое маневрирование, и в частности такой вид маневра в вертикальной плоскости, как пикирование [6, 7]. Пикирование выполняется при атаке наземной (морской) или низколетящей цели, а также может выполняться в целях скорейшего набора скорости [8]. В целях обеспечения максимальной эффективности применения самолета вывод из пикирования может осуществляться на предельно малых высотах. Следовательно, в целях обеспечения безопасности полета необходимо учитывать «просадку» самолета, т.е. потерю высоты при выводе из пикирования, после того как продольная ось самолета достигла линии горизонта и угол тангажа $\vartheta \geq 0$. Просадка

маневренного боевого самолета может достигать 1000 м при $\vartheta \leq -50^\circ$, скорости самолета $V \geq 600$ м/с и нормальной перегрузке $n_y \leq 4$.

Исходя из вышеизложенного, целью исследования являлось сокращение временных, финансовых и трудовых затрат при оценке характеристик пикирования самолета-штурмовика. Объектом исследования был выбран самолет-штурмовик, так как поражение наземных целей является его основной задачей.

В летных испытаниях определяют такие характеристики пикирования как:

- поведение самолета в процессе выполнения маневра;
- закон управления самолетом;
- границы области выполнимости пикирования;
- изменения высоты и скорости за ввод в маневр и вывод из него;
- прирост скорости на каждые 1000 м потерянной высоты;
- время выполнения пикирования и расход топлива.

Из-за того, что, как было уже сказано ранее, «просадка» самолета может привести к серьезным последствиям [9], особое внимание было уделено изменению высоты при выводе самолета из пикирования и времени вывода. Другие характеристики пикирования в данной работе не рассматривались.

Для достижения цели исследования был разработан программно-моделирующий комплекс (ПМК) [10, 10], позволяющий оперативно проводить оценку характеристик пикирования самолета-штурмовика. Программно-моделирующий комплекс состоит из совокупности математических моделей и программ и включает (рисунок 1): модели аэродинамики самолета, динамики

пространственного движения самолета, системы управления самолетом, силовой установки, блоки начальных условий, законов управления самолетом, определения характеристик пикирования самолета, внешних возмущений, управления моделированием. Все модели и большинство блоков реализованы в программном комплексе Matlab@Simulink.

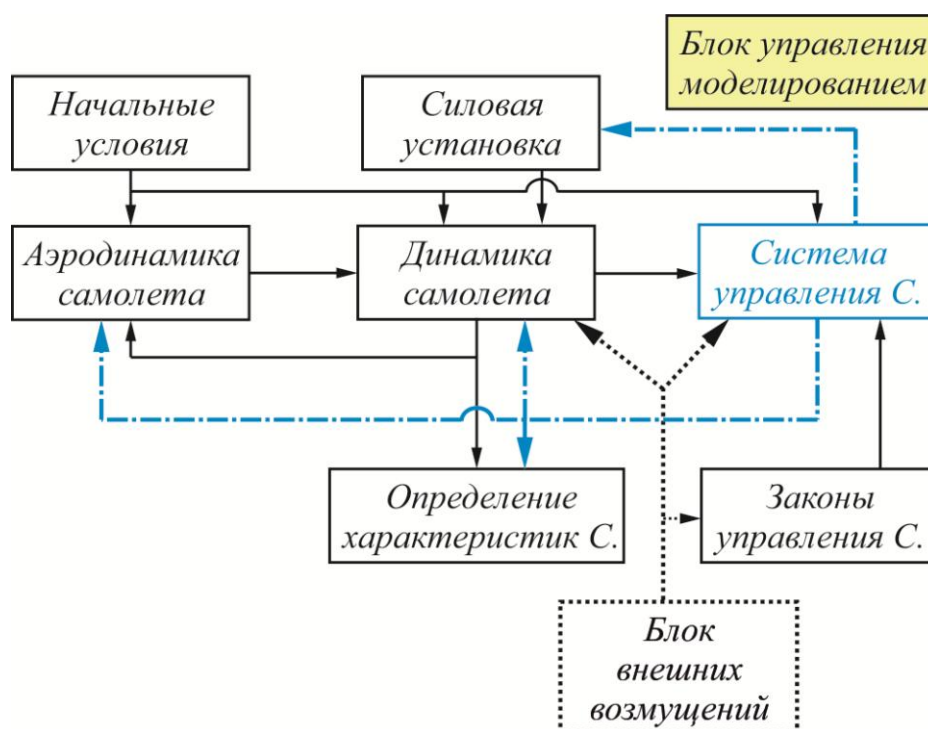


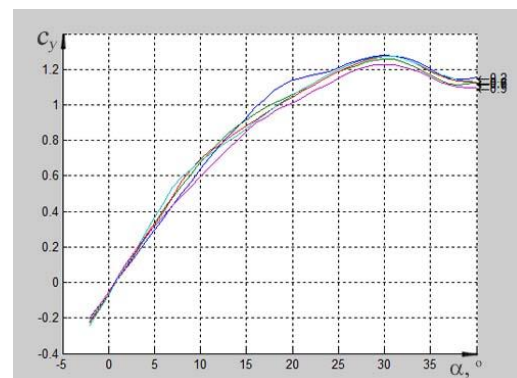
Рисунок 1. Состав программно-моделирующего комплекса

Математическая модель аэродинамики самолета представляет собой массив данных в форме таблиц поиска в сочетании с интерполяцией между табличными значениями (рисунок 2). Аэродинамические характеристики (коэффициент подъемной силы – c_{y_a} , коэффициент лобового сопротивления – c_{x_a} , коэффициент

боковой силы – c_{z_a} , коэффициент момента тангажа m_z , коэффициент момента крена m_x , коэффициент момента рыскания m_y) зависят от числа Маха – M , угла атаки самолета – α , а также от величины углов отклонения рулевых поверхностей. Модель имеет геометрические, массовые и аэродинамические характеристики соответствующие самолету Су-25.

Row	Column	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)
(1)	-2	-0.198	-0.222	-0.228	-0.242	
(2)	-1	-0.126	-0.142	-0.15	-0.158	
(3)	0	-0.054	-0.063	-0.065	-0.072	
(4)	1	0.017	0.015	0.019	0.015	
(5)	2	0.087	0.093	0.094	0.102	
(6)	3	0.156	0.17	0.179	0.188	
(7)	4	0.225	0.248	0.258	0.275	
(8)	5	0.294	0.324	0.336	0.365	
(9)	6	0.364	0.401	0.414	0.453	
(10)	7	0.434	0.477	0.486	0.537	
(11)	8	0.504	0.549	0.573	0.596	
(12)	9	0.572	0.613	0.642	0.642	
(13)	10	0.639	0.677	0.691	0.688	
(14)	11	0.702	0.732	0.741	0.722	
(15)	12	0.763	0.785	0.771	0.757	

(а)



(б)

(а) – таблица поиска; (б) – графический вид

Рисунок 2. Формы представления аэродинамической характеристики

Модель динамики пространственного движения самолета-штурмовика включает динамические (1) и кинематические уравнения (2), позволяющие однозначно определить положение самолета (1).

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{1}{I_z} \left(\sum M_z - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) \right); \\ \frac{d\omega_x}{dt} = \frac{1}{I_x} \left(\sum M_x - (I_z - I_y) \omega_z \omega_y - I_{xy} \omega_x \omega_y \right); \\ \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{1}{I_y} \left(\sum M_y - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} \omega_y \omega_z \right); \\ \frac{dV_x}{dt} = \frac{1}{m} (R_x + G_x) + \omega_z V_y - \omega_y V_z; \\ \frac{dV_y}{dt} = \frac{1}{m} (R_y + G_y) + \omega_x V_z - \omega_z V_x; \\ \frac{dV_z}{dt} = \frac{1}{m} (R_z + G_z) + \omega_y V_x - \omega_x V_y, \end{array} \right. \quad (1)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \\ \alpha = -\arctg \left(\frac{V_y}{V_x} \right); \\ \frac{d\varphi}{dt} = -\frac{Y_a \sin \gamma}{mV \cos \theta}; \\ \frac{dx_g}{dt} = V \cos \theta \cos \varphi; \\ \frac{dy_g}{dt} = V \sin \theta; \\ \frac{dz_g}{dt} = -V \cos \theta \sin \varphi; \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta; \\ n_y = \frac{R_y}{mg}, \end{array} \right. \quad (2)$$

где $\omega_z, \omega_x, \omega_y$ – скорости тангажа, крена, рыскания соответственно, V_z, V_x, V_y – проекции скорости самолета на оси связанной системы координат (СК), M_z, M_x, M_y – моменты тангажа, крена, рыскания соответственно, I_z, I_x, I_y, I_{xy} – осевые и центробежный моменты инерции, R_z, R_x, R_y – поперечная, продольная и нормальная силы соответственно, G_z, G_x, G_y – проекции веса самолета на оси связанной СК, m –

масса самолета, V – воздушная скорость самолета, x_g, y_g, z_g – координаты нормальной земной СК, $\theta, \varphi, \gamma, \vartheta$ – углы наклона траектории, поворота траектории, крена и тангажа соответственно, Y_a – подъемная сила, g – ускорение свободного падения.

Модель системы управления самолета-штурмовика в продольном и путевом подканалах управления реализованы в виде усилительного звена (3), в подканале крена инерционным звеном (4).

$$\begin{cases} \varphi = K_\varphi \cdot X_\varphi; \\ \delta_n = K_{\delta_n} \cdot X_n, \end{cases} \quad (3)$$

$$\delta_\vartheta = \frac{K_{\delta_\vartheta}}{Tp+1} X_\vartheta, \quad (4)$$

где $\varphi, \delta_n, \delta_\vartheta$ – углы отклонения рулей высоты, направления и элеронов соответственно, $K_\varphi, K_{\delta_n}, K_{\delta_\vartheta}$ – коэффициенты усиления, $X_\varphi, X_\vartheta, X_n$ – величины отклонения ручки управления самолетом (РУС) по тангажу, крену и педалям соответственно, T – постоянная времени инерционного звена, p – оператор Лапласа.

Модель силовой установки, состоящей из двух турбореактивных двигателей, реализована также как аэродинамические характеристики, в форме таблиц поиска в соответствии с высотно-скоростными характеристиками двигателя Р-195. Тяга двигателей зависит от их режима работы, высоты и скорости полета (рисунок 3).

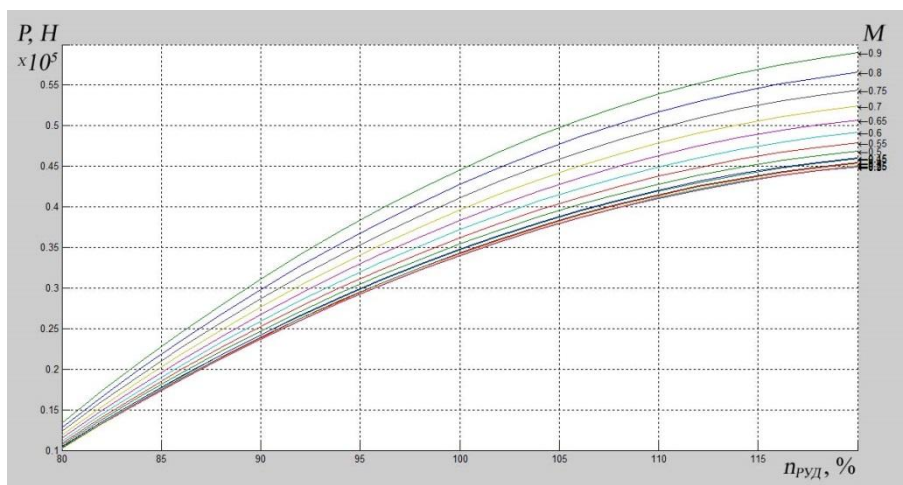


Рисунок 3. Дроссельная характеристика двигателя

Блок определения характеристик пикирования самолета организован таким образом, что необходимые для анализа кинематические параметры движения сохраняются в определенный файл, откуда далее данные загружаются в программный продукт Grapher и выводятся в виде графических зависимостей на заранее подготовленных полях.

В связи с тем, что полет самолета подвержен влиянию большого количества случайных факторов [12, 13], таких как ветровые возмущения, ошибки, допускаемые летчиком при ручном управлении, при имитационном моделировании пикирования самолета вводились внешние возмущения в виде ошибки выдерживания заданной перегрузки. Отклонение заданной перегрузки Δn_y подчиняется нормальному закону распределения с математическим ожиданием 0 и средним квадратическим отклонением 0,3 [14].

Для имитационного моделирования пикирования и вывода из него были разработаны законы управления самолетом через отклонение РУС (5), (6) [15, 16, 17, 18, 19, 20].

$$X_{\epsilon} = K_{g_{\Delta}} (g - g_{зад}) + \int K_g (g - g_{зад}) + K_{\omega_z} \omega_z, \quad (5)$$

$$X_{\epsilon} = K_{n_{y_{\Delta}}} (n_y - n_{y_{зад}}) + \int K_{n_y} (n_y - n_{y_{зад}}) + K_{\omega_z} \omega_z, \quad (6)$$

где $K_{g_{\Delta}}, K_g, K_{\omega_z}, K_{n_{y_{\Delta}}}, K_{n_y}$ – коэффициенты усиления, $g, g_{зад}, n_y, n_{y_{зад}}$ – текущие и заданные значения тангажа и нормальной перегрузки.

В соответствии с Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) самолета-штурмовика пикирование рекомендуется выполнять до $g = -60^\circ$ при работе двигателя на режиме «Малый газ» в посадочной конфигурации или маневренной конфигурации с убранными или выпущенными тормозными щитками, вывод из пикирования – созданием за 2 – 3 с заданной перегрузки при достижении на траектории заданной скорости начала вывода,

В блоке управления моделированием сформирован алгоритм проведения эксперимента, который заключается в автоматическом запуске имитационного моделирования с определенными начальными параметрами пикирования модели самолета ($V, g_{зад}, n_{y_{зад}}$) и остановки при достижении вертикальной скорости полета положительной величины при выводе из пикирования. Имитационное моделирование выполнялось с углами тангажа от -20 до -60° с интервалом 10° и при скоростях от 600 до 900 км/ч с интервалом 50 км/ч. При пикировании включался в работу закон управления (5), для вывода из пикирования включался закон (6). При достижении вертикальной скорости полета положительной величины

моделирование автоматически останавливалось и фиксировались время выполнения маневра и приращение высоты за маневр. Моделирование выполнялось в маневренной конфигурации самолета.

Результаты оценки характеристик пикирования самолета-штурмовика на некоторых режимах представлены в таблице 1 и на рисунках 4 и 5. На рисунке 6 представлена номограмма определения потери высоты за вывод из пикирования в зависимости от величин воздушной скорости, угла пикирования и нормальной перегрузки на выводе на основе анализа результатов имитационного моделирования.

Таблица 1. Результаты имитационного моделирования пикирования самолета-штурмовика

	$\vartheta = -20^\circ; n_y = 2$		$\vartheta = -30^\circ; n_y = 4$		$\vartheta = -40^\circ; n_y = 5$	
V , км/ч	t , с	ΔH , м	t , с	ΔH , км/ч	t , с	ΔH , м
600	9,21	334,6397	6,94	391,0927	122,93	358,652 1
650	8,98	335,6966	6,49	393,6492	7,44	412,396 2
700	8,88	344,2973	6,33	402,5571	6,86	501,266
750	8,97	362,5195	6,26	416,6768	6,36	536,545
800	9,12	384,5481	6,23	433,013	6,3	578,180

						8
						608,743
850	9,4	414,9706	6,27	455,3506	6,35	7
900	9,73	450,0367	6,34	481,1059	6,44	9

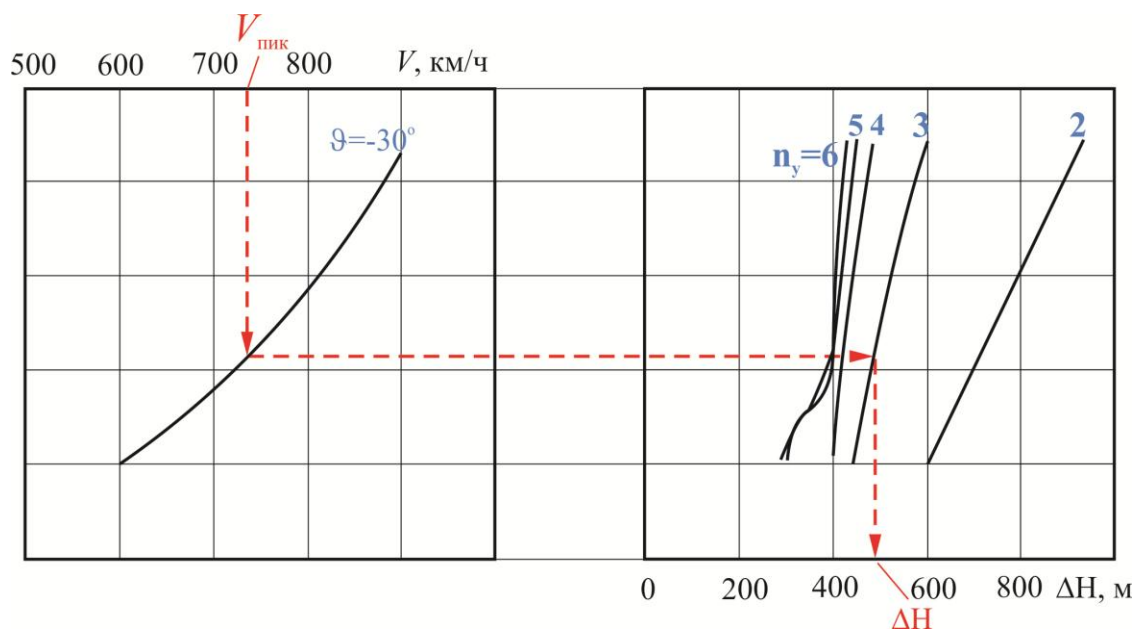


Рисунок 4. Номограмма определения потери высоты за вывод из пикирования при угле пикирования $\vartheta = 30^\circ$

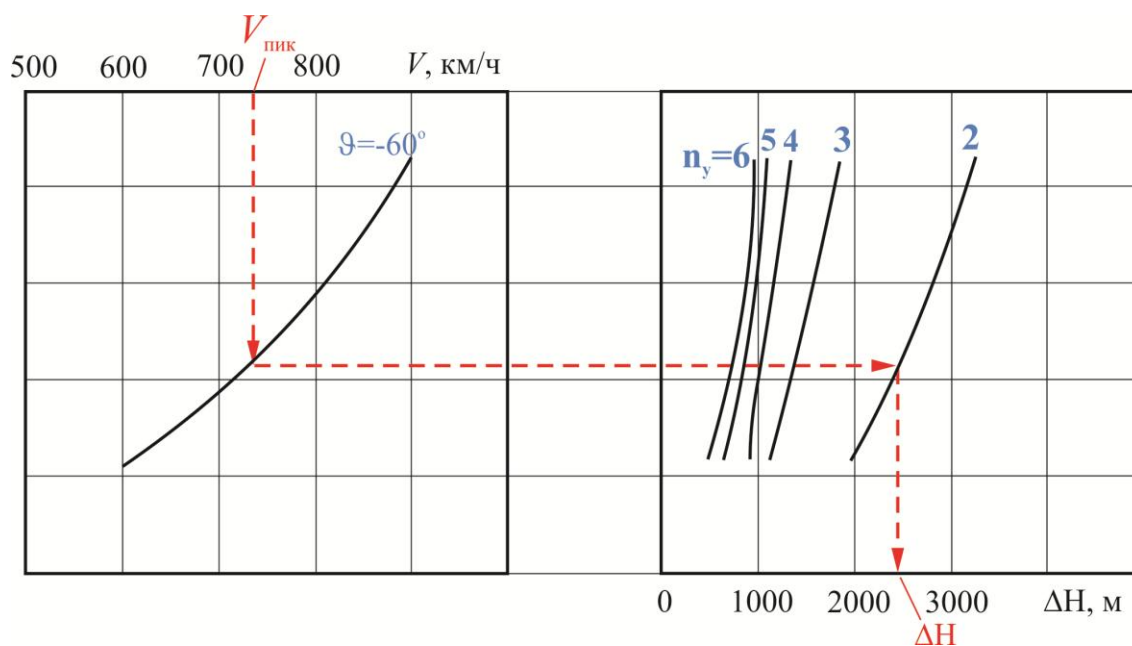


Рисунок 5. Номограмма определения потери высоты за вывод из пикирования при угле пикирования $\vartheta = 60^\circ$

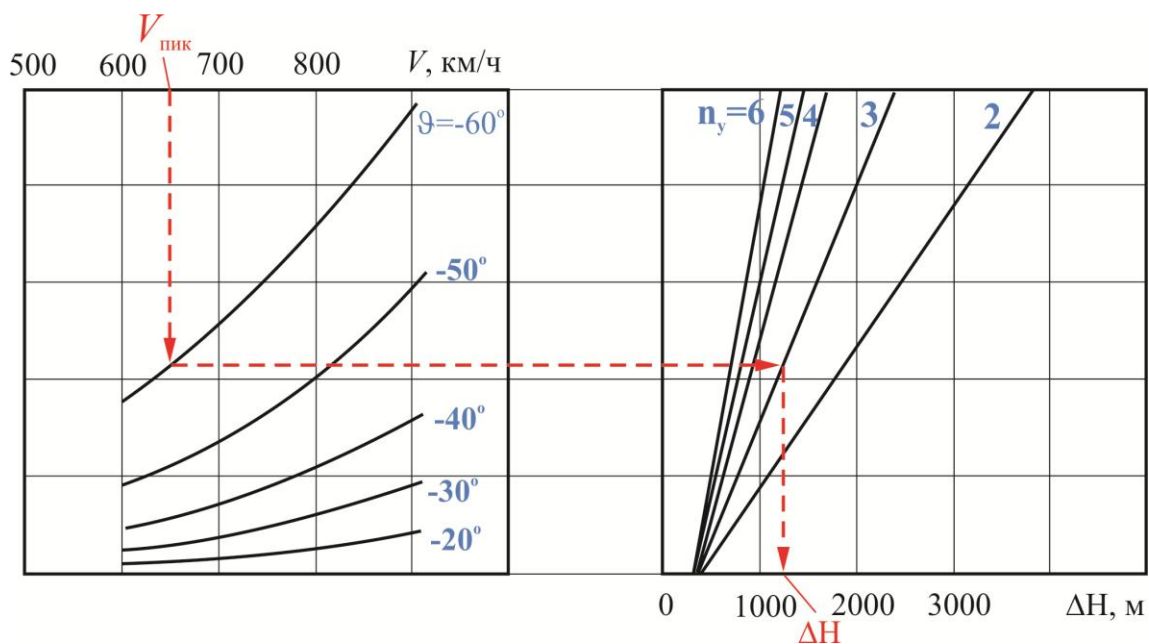


Рисунок 6. Номограмма определения потери высоты за вывод из пикирования в зависимости от величин воздушной скорости, угла пикирования и нормальной перегрузки на выводе

Результаты сравнения данных, полученных при имитационном моделировании, с данными, представленными в РЛЭ самолета Су-25, свидетельствуют о том, что в результате моделирования качественно получены схожие результаты, но наблюдается ошибка между сравниваемыми значениями. Ошибка объясняется тем, что в РЛЭ представлена одна номограмма для всех возможных режимов пикирования самолета-штурмовика (учитываются весь диапазон масс, все конфигурации самолета), а данные полученные в результате моделирования и представленные на рисунке 6 получены при массе 10000 кг и маневренной конфигурации самолета.

Таким образом, представленный способ оценки характеристик пикирования самолета-штурмовика, реализованный при помощи разработанного программно-моделирующего комплекса, позволяет оперативно получать информацию о таких характеристиках пикирования самолета, как «просадка» и время вывода. Использование представленного способа оценки характеристик пикирования позволит значительно сократить временные, финансовые и трудовые затраты при соответствующих испытаниях самолета. Необходимо отметить, что данный способ не может заменить летный эксперимент.

Предполагается, что сначала на основе аэродинамических характеристик самолета проводится имитационное моделирование для определения характеристик пикирования, далее проводится летный эксперимент для определения этих же характеристик в нескольких определенных точках. Если сходимость данных, полученных в результате моделирования и летного эксперимента, соответствует

заданным требованиям, то считаем, что характеристики пикирования определены верно.

В дальнейших исследованиях предполагается изучить влияние различных случайных факторов, оказывающих влияние на динамику самолета при пикировании и разработать алгоритм определения области выполнимости пикирования.

Библиографический список

1. Лысенко Л.Н., Шам Н.Ч. Анализ применимости существующих компьютерных технологий для автоматизации синтеза нечеткого управления движением легкого дистанционно пилотируемого летательного аппарата в сложных метеорологических условиях // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 118 - 125, <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2014-0-200-118-125>
2. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 304 с.
3. Головкин М.А., Головкина Е.В. Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей (самолетные аэродинамические компоновки) // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74692>
4. Матвеев А.В., Махуков А.А. Сопровождающее моделирование в процессе лётных испытаний беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2011. № 45. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25461>

5. Бейлин В.П., Нараленков М.К. Пространственная модель полёта самолёта при ручном автоматизированном управлении // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 85 - 89.
6. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. Динамика полета. – М.: Машиностроение, 2011. - 776 с.
7. Верещагин Ю.О. Аппаратно-имитационная модель динамики полета палубного самолета на режимах ближнего воздушного боя и палубной посадки // Вестник воздушно-космической обороны. 2017. № 2 (14). С. 26 – 31.
8. Tim Robinson. Train virtual fight easy // AERO SPACE. Royal aeronautical society, June 2017, no. 6 (44), pp. 16 - 19.
9. Арутюнов А.Г., Дыдышко Д.В., Ендогур А.И., Кузнецов К.В., Толмачев В.И. Перспективы развития транспортных самолетов // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74704>
10. Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735>
11. Костин П.С., Чеботарев А.Н. Программно-моделирующий комплекс для исследования интегральных характеристик маневренного самолета // Известия института инженерной физики. 2017. № 4 (46). С. 38 - 46.
12. Kazuhide Okamoto, Takeshi Tsuchiya. Optimal Aircraft Control in Stochastic Severe Weather Conditions // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, January 2015, no. 39, pp. 77 - 85, <https://doi.org/10.2514/1.G001105>

13. Байрамов А.Б., Тронь А.А., Петухов Г.М. Динамическое моделирование движения воздушного судна в продольной плоскости в неспокойной атмосфере на участке подхода к аэропорту // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 218. С. 11 - 16, <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2015--218-11-16>.
14. Верещагин Ю.О. Способ адаптивного управления элеронами // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 78 – 82.
15. Системы управления и бортовые цифровые вычислительные комплексы летательных аппаратов / Под ред. Н.М. Лысенко. – М.: ВВИА им. Жуковского, 1990. - 362 с.
16. A Majka. Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G // Journal of Aerospace Engineering, March 2017, pp. 33 - 40, <https://doi.org/10.1177/0954410017697997>
17. Nicholas D. Genetic Fuzzy Trees for Intelligent Control of Unmanned Combat Aerial Vehicles. Ernest College of Engineering and Applied Science University of Cincinnati, monograph, 2015, 152 p.
18. Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М. Методика проектирования алгоритмов управления полетом маневренных самолетов // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2011. № 3. С. 48 - 56.
19. Лунев Е.М., Неретин Е.С., Будков А.С. Проведение тестирования разработанных алгоритмов траекторного управления на стенде поискового моделирования // Труды МАИ. 2018. № 98. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90385>

20. Бедретдинов И.А. Штурмовик Су-25 и его модификации. - М.: Издательская группа «Бедретдинов и Ко», 2002. - 400 с.

Статья поступила в редакцию 03.12.2018