

УДК 629.7.018.7

ПРОГНОЗ СТЕПЕНИ ОПАСНОСТИ ПОЛЕТНОЙ СИТУАЦИИ ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ВОСХОДЯЩИХ МАНЕВРАХ НА ОСНОВЕ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ И ЭКСПЕРТНОЙ ОЦЕНКИ*

Д.В. ТИХОНОВ, В.Н. ТИХОНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Корсуном О.Н.

Статья посвящена оценке степени опасности полетной ситуации при отказе двигателя на восходящих маневрах с применением натурно-модельного подхода и экспертного оценивания в случае отсутствия возможности использования пилотажного стенда.

Ключевые слова: самолет, восходящий маневр, отказ двигателя, методика оценки, натурно-модельный подход.

Следствием отказа силовой установки самолета может быть (без учета взаимодействия ее со смежными системами) как полная потеря тяги (однодвигательный самолет), так и развитие тяговой несимметрии при частичной потере тяги (два и более двигателя). В зависимости от этапа маневрирования и момента отказа возможны:

1. Затруднение выдерживания летчиком направления и крена на маневре и большая, чем обычно, потеря скорости.

2. Потеря скорости до величины, при которой невозможна балансировка разнотяговости без уменьшения тяги работающего двигателя, но на высоте, достаточной для вывода в горизонтальный полет, даже в случае уменьшения тяги работающего двигателя.

3. Описанная в п. 2 ситуация при дефиците времени на выработку и осуществление правильных действий летчиком для успешного прекращения маневра.

4. Описанная в п. 2 ситуация, но на высоте, недостаточной для вывода в горизонтальный полет из сложного положения, в случае потери скорости вплоть до околонулевой; успешное прекращение или завершение маневра практически невозможно.

5. Описанная в п.п. 2, 3, 4 ситуация при неправильных действиях летчика, приводящих к сваливанию и штопору самолета.

6. Возможность сваливания при больших углах скольжения на углах атаки, менее допустимых как результат тяговой несимметрии.

Наибольшую опасность при отказе двигателя представляют восходящие маневры, выполняемые с малых высот и минимальных разрешенных скоростей ввода. Критичность условий предопределена: во-первых, недостаточностью аэродинамических факторов для управления и тяговой несимметрией, которую "нечем парировать" именно на малых высотах; во-вторых, минимальным или недостаточным запасом высоты для вывода самолета в горизонтальный полет и, как следствие, дефицитом времени на анализ ситуации, выработку и осуществление грамотных действий летчиком по прекращению маневра или покиданию воздушного судна.

Необходима оценка опасности ситуации с выработкой рекомендаций летному составу по действиям в подобных случаях. В то же время в большинстве случаев при испытаниях использование пилотажного стенда с достоверной программно-математической моделью движения в предельной области режимов полета и за ее границей не представляется возможным.

Для прогноза степени опасности отказа двигателя на маневре предлагается движение относительно центра масс и эффективность управления для парирования тяговой несимметрии оце-

* Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 14-08-01109-а.

нивать в летном эксперименте по существующим методикам [1], а траекторное движение моделировать с последующим совместным анализом полученных материалов и определением границы области безопасного пилотирования.

Такой подход обусловлен следующим.

Траекторное движение можно формализовать и моделировать при наличии небольшого количества исходных данных с достаточным уровнем достоверности.

Движение относительно центра масс при отказе двигателя, а также влияние падения скорости вплоть до околонулевых значений на эффективность управления моделировать весьма затруднительно, т.к. изменяется большое количество параметров, подверженных влиянию большого количества факторов, которые и сложно учесть, и не менее сложно представить в виде достоверной модели. В таких условиях достоверная оценка может быть получена только в натурном эксперименте. При этом возможно обеспечить безопасность методически, применяя в летных экспериментах стандартные методики летных испытаний с последующим приведением полученных результатов к заданным условиям маловысотного полета [1].

Для описания траекторного движения в среде MATLAB построена математическая модель процесса квазипространственного маневрирования.

Модель принята в виде, обеспечивающем ее универсальность и инвариантность к типу самолетов, виду задания модели тяги двигателей [2]. Используются уравнения движения в виде:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\mu}{dt} &= \frac{g}{V} (\sqrt{n_y^2 - \cos^2 \eta} - \sin \eta \cos \mu) \\ \frac{dV}{dt} &= g(n_x - \sin \eta \sin \mu) \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin \eta \sin \mu \end{aligned} \right\},$$

где (рис. 1) μ – угол разворота в плоскости движения, отсчитываемый от начального направления движения; η – угол наклона плоскости фигуры к горизонту: $\eta = 0$ – маневр в горизонтальной плоскости, $\eta = \pi/2$ – маневр в вертикальной плоскости; n_x – тангенциальная перегрузка; n_y – нормальная перегрузка; V – воздушная скорость; m – масса самолета; g – ускорение свободного падения.

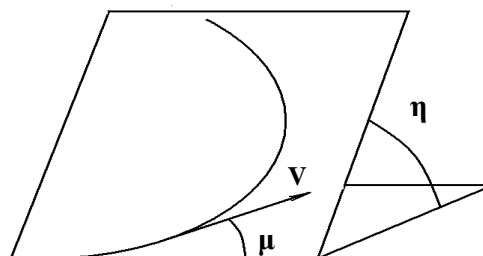


Рис. 1. К определению углов η и μ "плоского" маневра

Перегрузки n_x и n_y определяются по формулам:

$$n_x = \frac{P \cos \alpha - X_a}{mg}; n_y = \frac{Y_a + P \sin \alpha}{mg},$$

где $Y_a = C_{ya} S \frac{\rho V^2}{2}$; $X_a = C_{xa} S \frac{\rho V^2}{2}$ – проекции аэродинамических сил, действующих на самолет, на оси полусвязанной системы координат [3]; $C_{ya} = f(a, M)$ – коэффициент подъемной силы; $C_{xa} = C_{x0} + C_{xi}$ – коэффициент лобового сопротивления; $C_{x0} = f(M)$ – коэффициент лобового сопротивления при нулевом угле атаки; $C_{xi} = f(C_{ya}, M)$ – коэффициент индуктивного сопротивления; $P = f(M, H)$ – тяга двигателей.

Модель тяги реализована с использованием стандартного блока двумерной интерполяции Simulink MATLAB (Lockup Table), в качестве исходных данных использованы высотно-скоростные характеристики двигателей $P = f(M, H)$, скорректированные по результатам летных испытаний. Зависимости $C_{ya} = f(a, M)$, $C_{x0} = f(M)$, $C_{xi} = f(C_{ya}, M)$ также корректируются по результатам летных экспериментов, хотя для предварительного прогноза возможно использова-

ние только продувочных данных. Их представление, а также представление зависимостей допустимых значений угла атаки и перегрузки от числа M в математической модели реализованы так же, как и для высотно-скоростных характеристик двигателей.

Для определения угла наклона траектории θ и угла поворота траектории φ используются зависимости:

$$\begin{aligned}\theta &= \arcsin(\sin \eta \sin \mu); \\ \varphi &= -\arccos(\cos \theta \cos \mu).\end{aligned}$$

Координаты в нормальной земной системе координат определяются решением уравнений:

$$\left. \begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= V \cos \theta \cos \varphi \\ \frac{dz}{dt} &= V \cos \theta \sin \varphi \\ \frac{dy}{dt} &= V \sin \theta\end{aligned} \right\}.$$

При построении и использовании модели приняты следующие допущения:

- самолет рассматривается как материальная точка, в процессе выполнения фигуры масса самолета не изменяется;
- при моделировании отказа двигателя его тяга уменьшается ступенчато, увеличение сопротивления от отказавшего двигателя (при моделировании отказа) не учитывается;
- моделирование производится в стандартных атмосферных условиях;
- не учитывается изменение траекторных параметров (угла наклона траектории, индикаторной скорости, высоты), а также перегрузки и угла атаки из-за движения самолета относительно центра масс при отказе одного двигателя.

В качестве типового пространственного маневра для моделирования выбрана косая петля, т.к. такая модель обеспечивает оценку параметров движения при любых наклонах плоскости фигуры и обеспечивает решение поставленной задачи в отношении всего спектра возможных восходящих маневров.

Моделирование выполняется, как правило, для двух законов управления:

- 1) "оптимального" (изменение управляющих параметров в процессе выполнения маневра, обеспечивающее выполнение фигуры с квазиминимальной потерей полной энергии – значения угла атаки и перегрузки максимально приближены к соответствующим максимальной энергетической скороподъемности);
- 2) "форсированного" (изменение управляющих параметров в процессе выполнения маневра, обеспечивающее выполнение фигуры с минимально достижимым радиусом, – выдерживаются максимально допустимые значения перегрузки либо угла атаки).

Опорные высоты ввода в маневр для моделирования определяются по результатам анализа области выполнимости петли Нестерова (как наиболее критичного вида восходящего маневра). Исследования для каждой из определенных для моделирования высот ввода начинаются из середины области выполнимости с постепенным уменьшением скорости ввода. Шаг уменьшается по мере приближения к границе области выполнимости.

Для апробации описанного подхода моделирование выполнялось для современных отечественных маневренных самолетов: МиГ-29, Су-27УБ, Як-130 на режимах максимальной тяги – бесфосажной и на форсаже. Так как наиболее неблагоприятным с точки зрения безопасности является отказ двигателя в первой четверти петли, моделировался отказ при углах наклона траектории $\theta_{\text{отк}} = 0^\circ; 15^\circ; 30^\circ; 45^\circ; 60^\circ; 90^\circ$.

Методика анализа результатов

Анализ результатов осуществляется сопоставлением фазовых траекторий самолета на плоскости (высота – индикаторная скорость), полученных при моделировании, с границами области возможной балансировки разности гонимости рулем направления без крена, полученными в летных экспериментах (рис. 2, 3).

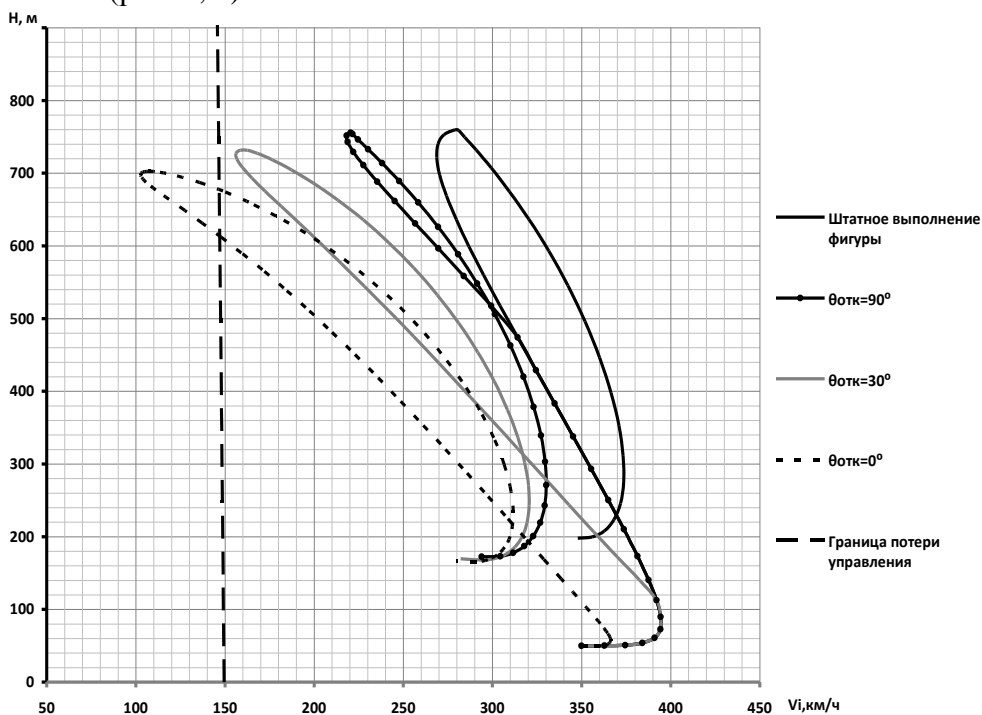


Рис. 2. Фазовые траектории в координатах $V_i = f(H)$. Самолет Як-130, петля Нестерова, "Максимал", "оптимальный" закон управления, $V_{i\text{ вв}} = 350$ км/ч, $H_{\text{вв}} = 50$ м

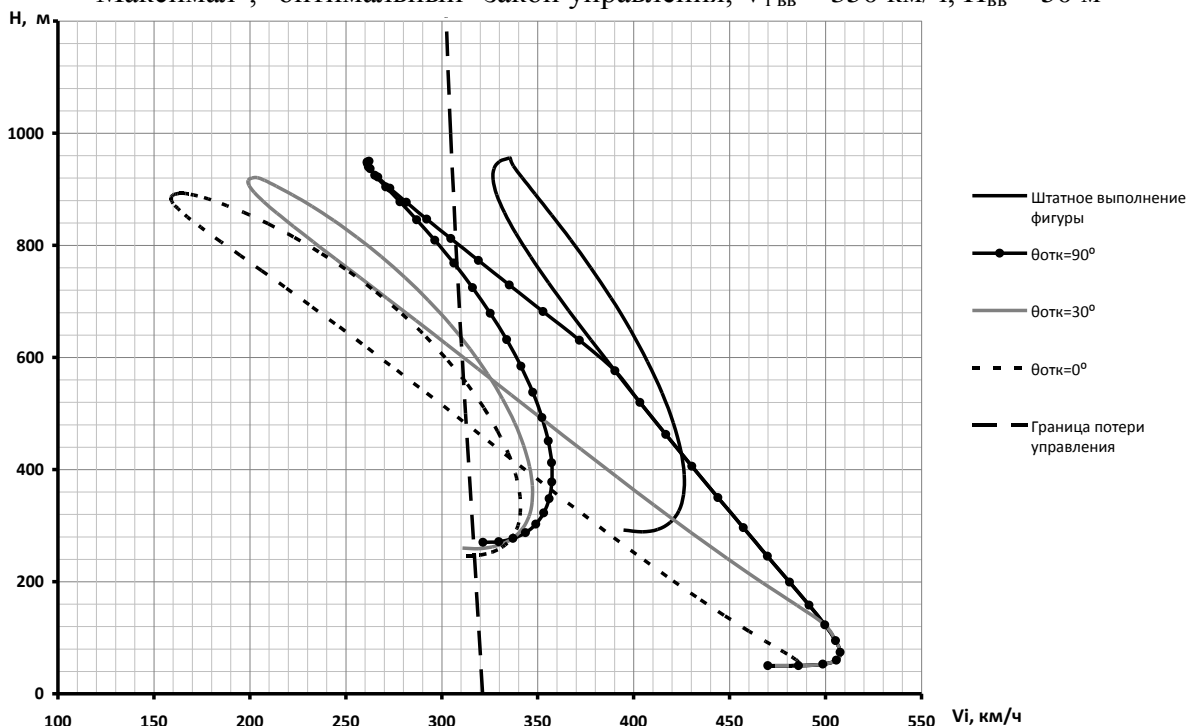


Рис. 3. Фазовые траектории в координатах $V_i = f(H)$. Су-27УБ, петля Нестерова, "оптимальный" закон управления, полный форсаж, $H_{\text{вв}}=50$ м, $V_{i\text{ вв}}=470$ км/ч

По результатам анализа фазовых траекторий определяются зависимости (рис. 4-6):

$$\Delta V_{\text{ман}} = f(H_{\text{ВВ}}, V_{\text{iВВ}}, \theta_{\text{отк}}); \quad (1)$$

$$\theta_{V_{\text{min}}} = f(H_{\text{ВВ}}, V_{\text{iВВ}}, \theta_{\text{отк}}); \quad (2)$$

$$\theta_{\text{б}} = f(H_{\text{ВВ}}, V_{\text{iВВ}}, \theta_{\text{отк}}), \quad (3)$$

где $\Delta V_{\text{ман}} = V_{\text{iВВ}} - V_{\text{imin}}$ – потеря скорости на маневре; $\theta_{V_{\text{min}}}$ – угол наклона траектории в момент достижения минимальной скорости на маневре; $\theta_{\text{б}}$ – угол наклона траектории в момент пересечения границы области возможной балансировки разнотяговости рулем направления; $H_{\text{ВВ}}$ – высота ввода в маневр; $V_{\text{iВВ}}$ – индикаторная скорость ввода в маневр; $\theta_{\text{отк}}$ – угол наклона траектории введения отказа двигателя.

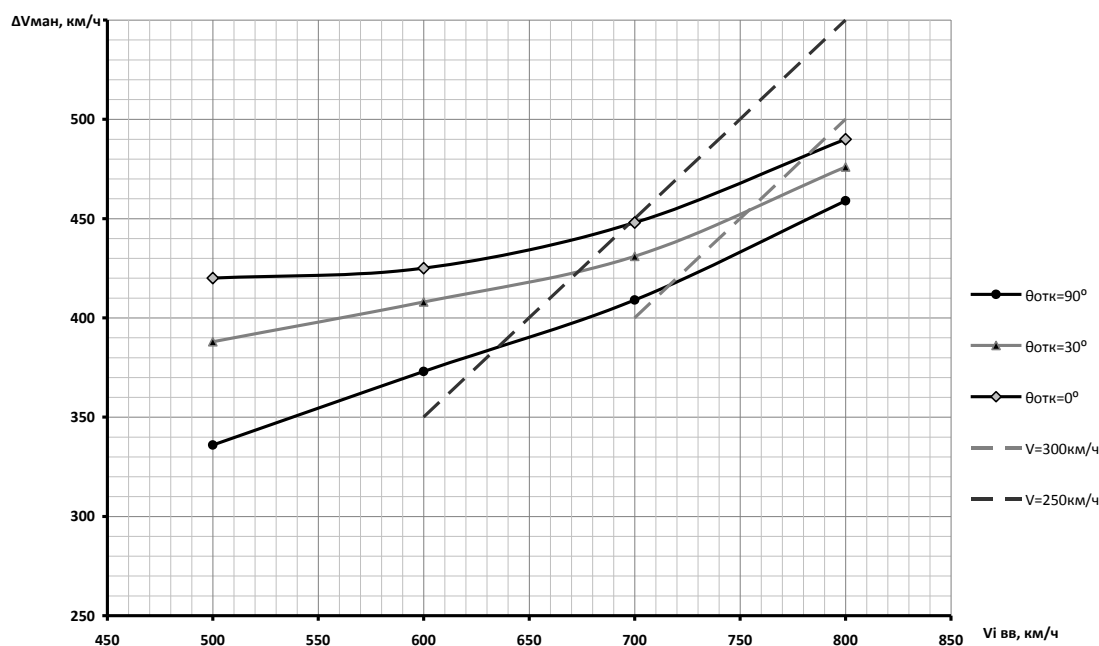


Рис. 4. Пример зависимостей $\Delta V_{\text{ман}} = f(H_{\text{ВВ}}, V_{\text{iВВ}}, \theta_{\text{отк}})$, "оптимальный" закон управления, "Максимал", Су-27УБ, $H_{\text{ВВ}} = 50$ м

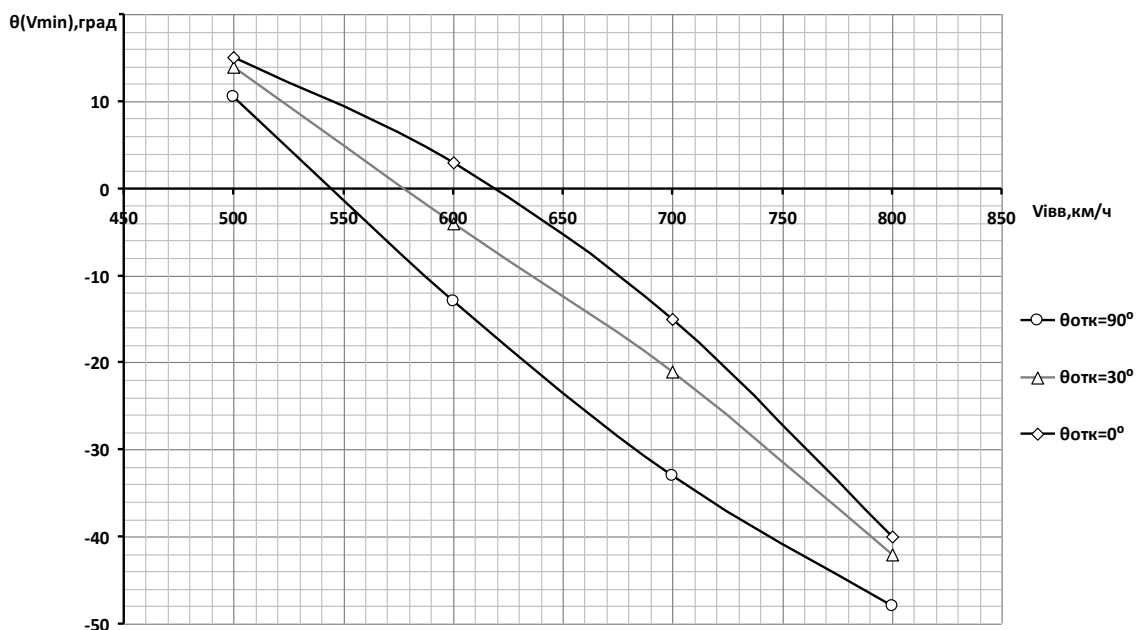


Рис. 5. Пример зависимостей $\theta_{V_{\text{min}}} = f(H_{\text{ВВ}}, V_{\text{iВВ}}, \theta_{\text{отк}})$, "оптимальный" закон управления, "Максимал", Су-27УБ, $H_{\text{ВВ}} = 50$ м

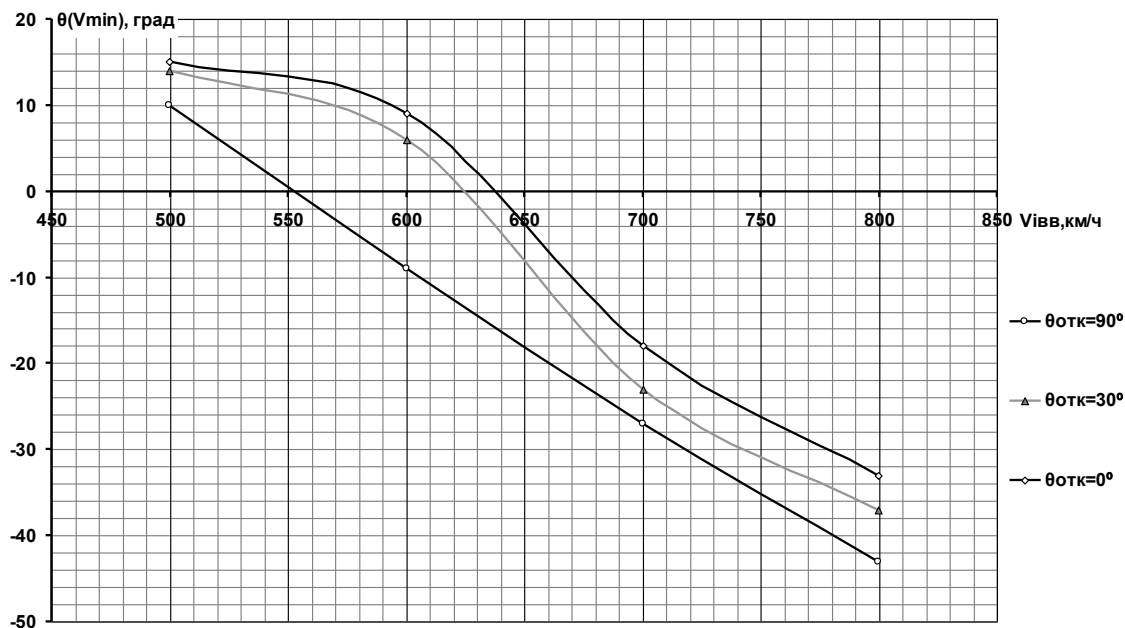


Рис. 6. Пример зависимостей $\theta_{V_{min}} = f(H_{вв}, V_{ивв}, \theta_{отк})$, "оптимальный" закон управления, "Максимал", Су-27УБ, высота ввода 1000 м

Зависимости (1)-(3) определяются для оптимального и форсированного законов управления на маневре, для максимальных и форсажных режимов работы двигателей.

При совместном анализе фазовых траекторий на плоскости (V_i, H) и зависимости (1) строятся области $(V_{ивв}, H_{вв})_{НБ}$ для различных $\theta_{отк}$, из которых при продолжении маневра после отказа одного двигателя самолет попадает в условия невозможности балансировки без уменьшения тяги работающего двигателя.

Анализ конфигурации областей $(V_{ивв}, H_{вв})_{НБ}$ и зависимостей (2) с учетом данных анализа фазовых траекторий позволяет построить зависимости (3), по которым может быть определено положение самолета на траектории в момент потери возможности балансировки разнотяговости без развития крена, в зависимости от условий ввода и момента отказа двигателя.

Знание параметров полета (H, V_i, n_y, α) и положения самолета (γ, v) позволяет оценить степень опасности возникшей ситуации и резерв времени летчика для распознавания и парирования ее от момента отказа двигателя до момента усложнения условий полета вплоть до возникновения катастрофической ситуации. Кроме того, на основании этих данных могут быть получены рекомендации по действиям летчиков при проведении летных экспериментов с введением отказа двигателя на маневре.

Анализ характера фазовых траекторий на плоскости (V_i, H) позволяет прогнозировать состояние самолета по скорости, высоте, углу наклона траектории после отказа двигателя в любой части маневра при известных зависимостях (1)-(3). Таким образом, может быть обеспечена возможность оценки уровня сложности возникающей ситуации, выработки рекомендаций по действиям летчика в ней. Оценка безопасности летного эксперимента при введении отказа в полете в заданных условиях, в том числе при планировании летных экспериментов для верификации результатов моделирования, выполняется летчиками-экспертами на основании регламентированных методик оценки летчиком-испытателем степени опасности полетной ситуации.

Результаты применения методики прогноза для самолетов Як-130 и МиГ-29 показали хорошую сходимость: прогнозируемые границы областей безопасного выполнения петель Нестерова и полупетель при отказе одного двигателя практически совпали с назначенными в документах, регламентирующих летную эксплуатацию, границами областей выполнимости петель Нестерова и полупетель [4; 5].

Выводы

1. Для оценки степени опасности полетной ситуации при отказе двигателя на восходящем маневре целесообразно использование натурно-модельного подхода. Рациональная процедура прогноза включает:

- экспериментальное определение условий возможности балансировки тяговой несимметрии (летные эксперименты);
- моделирование траекторного движения;
- совместный анализ результатов моделирования и условий выхода за границу области, где возможно парирование несимметричной тяги;
- экспертную оценку летчиков;
- оценку достоверности результатов моделирования.

2. Разработанная математическая модель траекторного движения универсальна, инвариантна и может быть рекомендована к применению в летных испытаниях.

3. Предлагаемый подход к прогнозированию степени опасности позволяет с приемлемой для практики летных испытаний точностью определять границы безопасного выполнения восходящих маневров в случае отказа одного двигателя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Васильченко К.К., Леонов В.А., Пашковский И.М., Поплавский Б.К. *Летные испытания самолетов*. М.: Машиностроение, 1996. 720 с.
2. Бизин Г.А., Гончаров В.В., Торпов В.А. *Определение характеристик маневренности самолетов в летных испытаниях*. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. 96 с.
3. ГОСТ 20058-80. *Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения*. М.: Изд-во стандартов, 1989. 51 с.
4. *Руководство по летной эксплуатации самолета Як-130*.
5. *Руководство по летной эксплуатации самолета МиГ-29*.

FORECAST OF FLIGHT SEVERITY SITUATION WITH AN ENGINE FAILURE ON THE ASCENDING MANEUVERS BASED ON COMPUTATIONAL-EXPERIMENTAL DATA AND EXPERT JUDGMENT

Tikhonov D.V., Tikhonov V.N.

The article is devoted to an assessment of danger degree of a flight situation with the engine failure on the ascending maneuvers using natural- model approach and expert evaluation in the absence of the possibility of using a pilotage stand.

Keywords: airplane, ascending maneuver, engine failure, the ascending maneuvers, natural-model approach.

REFERENCES

1. Vasiljchenko K.K., Leonov V.A., Pashkovskiy I.M., Poplavskiy B.K. *Letnihe ispihtaniya samoletov*. M.: Mashinostroenie. 1996. 720 p. (In Russian).
2. Bizin G.A., Goncharov V.V., Torpov V.A. *Opreделение kharakteristik manevrennosti samoletov v letnikh ispihtaniyakh*. M.: MAI-PRINT. 2010. 96 p. (In Russian).
3. GOST 20058–80. *Dinamika letatel'nykh apparatov v atmosfere. Terminih, opredeleniya i oboznacheniya*. M.: Izd-vo standartov. 1989. 51 p. (In Russian).
4. *Rukovodstvo po letnoy ehkspluatacii samoleta Yak-130*. (In Russian).
5. *Rukovodstvo po letnoy ehkspluatacii samoleta MiG-29*. (In Russian).

Сведения об авторах

Тихонов Дмитрий Владимирович, 1979 г.р., окончил Армавирский ВАИ (2001), Центр подготовки летчиков-испытателей ГЛИЦ (2009), МАИ (Национальный исследовательский университет) (2013), летчик-испытатель ГЛИЦ, преподаватель МАИ (Национальный исследовательский университет), автор 2 научных работ, область научных интересов – система "летчик-самолет-среда", безопасность полетов, летные испытания самолетов, экспертные системы.

Тихонов Владимир Николаевич, 1956 г.р., окончил РВВАИУ им. Я. Алксниса (1978), ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1987), кандидат технических наук, доцент, главный специалист филиала ОАО "Компания Сухой" "ОКБ Сухого", автор более 150 научных работ, область научных интересов – система "летчик-самолет", пилотажные характеристики самолетов, летные испытания и моделирование полета.