

Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета Часть 7

МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ

7.1.Схема подхода

Одной из главных составляющих в организации процессов подготовки и проведения летных испытаний по определению летно-технических характеристик (ЛТХ) транспортных и пассажирских самолетов является обоснованное расширение режимов полета, пригодных для записи бортовыми датчиками информации, используемой при подтверждении/определении характеристик самолета. Включение в практику его испытаний некоторых нестационарных режимов возможно лишь после их предварительного анализа, основанного на математическом моделировании этих режимов движения и на соответствующих вычислительных экспериментах. Такие режимы встречаются как при летных испытаниях самолета, так и его коммерческой эксплуатации. Поэтому выделение наиболее подходящих фрагментов траекторий и записи на них значений переменных, используемых при определении ЛТХ, является дополнительным вкладом в общую экономию ресурсов при испытании самолета. Этому способствует и тот факт, что для контроля безопасности полетов бортовые приборы записывают значения параметров, применяемых в процедуре определения основных аэродинамических коэффициентов.

В рамках логического замыкания ранее полученных результатов с практикой испытаний рассматривают наиболее часто встречаемые режимы движения самолета. К таким режимам движения, в первую очередь, относятся следующие: разгон самолета с сохранением требуемого градиента набора высоты, разгон с сохранением угла атаки, движение с требуемой индикаторной (приборной) скоростью и набор высоты с заданным числом Маха. Перечисленные режимы применяют в коммерческой эксплуатации самолета при наборе высоты и выходе на эшелон.

Для более точного математического расчета траекторий движения в исследованиях используют уравнения движения центра тяжести самолета с учетом изменения его массы вследствие выгорания топлива. Для каждого режима движения самолета математическая модель и соответствующие ей алгоритмы исследуют в более широком диапазоне высот и, соответственно, в более широком временном диапазоне по сравнению с тем, что наблюдается на практике. Во-первых, это позволяет более корректно выбрать участки траекторий, на которых измеренные значения переменных могут использоваться для восстановления основных аэродинамических характеристик самолета. Во-вторых, исследованные алгоритмы и соответствующие программы могут быть использованы (в совокупности с рекомендациями соответствующих разделов руководства по летной эксплуатации) при разработке программ предварительного расчета возможности точного выполнения тяжелым транспортным самолетом того или иного профиля полета после взлета или при заходе на посадку в соответствии с

утвержденными схемами для конкретного аэропорта. Такая возможность просматривается, если учесть удовлетворительное по точности определение аэродинамических коэффициентов самолета и перспективу расчета суммарной тяги двигателей на основе высотно-скоростных характеристик с последующим ее уточнением через мультипликативные поправки для каждого режима работы [1-6]. В этом случае может быть реализована вычислительная программа для EFB первого класса (Class 1 Electronic Flight Bag), облегчающая работу экипажу на стадии подготовки к полету.

Как и прежде, рассматривают полетную конфигурацию гипотетического самолета, для которой ранее были получены аэродинамические коэффициенты подъемной силы и силы сопротивления как функции угла атаки и числа Маха и на примере которой осуществляли отладку расчетных алгоритмов [1-6]. Однако данная стадия исследований не имеет исходной базы для контроля результатов, как это было при построении технологии подготовки и планирования испытаний. Поэтому на конечной стадии для проверки полученных алгоритмов привлекается один из известных транспортных самолетов. Для такого самолета расчетные результаты сравнивали с результатами в сопроводительной к нему документации. Однако совпадение было лишь удовлетворительным из-за отсутствия полного набора необходимых для расчета проектных данных.

Для расчета движения самолета в вертикальной плоскости XOY стартовой системы координат (СтСК) используют уравнения

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(mV_x) &= P \cos(\theta + \alpha - \varphi) - R_{xc} \cos \theta - R_{yc} \sin \theta, \\ \frac{d}{dt}(mV_y) &= P \sin(\theta + \alpha - \varphi) - R_{xc} \sin \theta + R_{yc} \cos \theta - G. \end{aligned} \quad (1)$$

В соотношениях (1) P - модуль суммарной тяги двигателей; нижние индексы у компонент вектора скорости V_x и V_y означают их принадлежность к соответствующим осям СтСК; символы R_{xc} и R_{yc} применяют для обозначения силы сопротивления и подъемной силы, которые определены в скоростной системе координат (ССК) посредством аэродинамических коэффициентов C_{xc} и C_{yc} , истинной скорости V и плотности воздуха ρ :

$$R_{yc} = C_{yc}(\alpha, M) \frac{\rho V^2 S}{2}, \quad R_{xc} = C_{xc}(C_{yc}(\alpha, M), M) \frac{\rho V^2 S}{2}, \quad (2)$$

где S – площадь крыла самолета, α - угол атаки, M - число Маха.

В компьютерных вычислительных экспериментах предполагается, что гипотетический самолет имеет идеальный универсальный автомат непрерывного действия, который поддерживает на соответствующих участках траектории требуемое значение градиента набора высоты, угла атаки, индикаторной скорости и числа Маха. Этот автомат осуществляет управление рулями высоты без значимого изменения внешней геометрии самолета, и поэтому в исследованиях используют функциональные представления аэродинамических коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления гипотетического и реального самолетов.

Эти функциональные выражения были получены по схеме, представленной в первых частях исследований.

Тяговые и расходные характеристики двигателя рассчитываются на основе высотно-скоростных характеристик (ВСХ), при этом используют стандартную атмосферу (СА).

7.2. Алгоритм набора высоты

Пусть в начальный момент t_0 самолет выходит в одну из плановых точек $(\alpha_k, M_k) \in W$, $k=1, 2, \dots, NP$, находящуюся на высоте круга. Здесь NP - число плановых точек для испытания самолета в полетной конфигурации, а W - соответствующая эксплуатационная область в плоскости “угол атаки – число Маха”. Для этой точки имеется набор значений переменных $(H_k^0, T_k^0, F_k^0, G_k^0, V_k^0, P_k^0, \theta_k^0, \alpha_k^0)$, которые были определены решением уравнений установившегося движения самолета и которые являются начальными для выполнения опыта. Предположим, что в этой точке, полученной при указанных условиях, самолетом осуществляется набор высоты.

Набор высоты с выходом на эшелон моделируется в условиях работы всех двигателей на номинальном режиме, допускающем набор высоты с разгоном из данной плановой точки, если индикаторная скорость самолета в ней оказалась ниже требуемой. Поэтому предполагают, что в плановой точке (в начальный момент времени на высоте круга) имеется более низкое значение индикаторной скорости самолета, чем это требуется по условию набора высоты этим самолетом.

7.2.1. Набор высоты и разгон самолета с фиксированным углом атаки

Фиксируем плановый угол атаки α_k^0 в процессе пошагового набора высоты с использованием независимой переменной Δt . Для проекций скорости и координат самолета в момент $t_1 = t_0 + \Delta t$ получаем

$$\begin{aligned} V_{kx}^1 &= V_{kx}^0 + a_{kx}^0 \Delta t, & V_{ky}^1 &= V_{ky}^0 + a_{ky}^0 \Delta t, \\ H_k^1 &= H_k^0 + V_{ky}^0 \Delta t + a_{ky}^0 \Delta t^2 = H_k^0 + \Delta H & \text{и} & \quad L_k^1 = L_k^0 + V_{kx}^0 \Delta t + a_{kx}^0 \Delta t^2 = L_k^0 + \Delta L, \end{aligned} \quad (3)$$

где проекции ускорений в СтСК найдены из уравнений (1) после выполнения операций дифференцирования в левых частях:

$$\begin{aligned} ma_x &= P \cos(\theta + \alpha - \varphi) - R_{xc} \cos \theta - R_{yc} \sin \theta + q_p V_x, \\ ma_y &= P \sin(\theta + \alpha - \varphi) - R_{xc} \sin \theta + R_{yc} \cos \theta - G + q_p V_y. \end{aligned} \quad (4)$$

В соотношениях (4) переменная q_p - суммарный расход топлива в единицу времени.

Для новой высоты согласно СА находят температуру и плотность воздуха, на основе которых рассчитывают число Маха и новое значение индикаторной

скорости самолета. По приращениям координат на интервале времени Δt вычисляют значение угла наклона траектории

$$\theta_k^1 = \arctan(\Delta H / \Delta L), \quad (5)$$

которое соотносится с моментом времени $t_1 = t_0 + \Delta t$. Для этого момента времени с помощью имеющихся новых значений переменных на основе ВСХ двигателя вычисляется значение суммарной тяги двигателей и определяют вес самолета.

Если не достигнута требуемая индикаторная скорость самолета, процедура увеличения скорости и высоты повторяется сначала, но уже с новой точки $(H_k^1, T_k^1, F_k^1, G_k^1, V_k^1, P_k^1, \theta_k^1, \alpha_k^0)$. Если же полученная индикаторная скорость совпала в пределах заданной точности с требуемым ее значением, осуществляется переключение на режим набора высоты с фиксированной индикаторной скоростью.

Характерной чертой этого этапа набора высоты и ускорения самолета до требуемого значения индикаторной скорости является влияние на расчетную траекторию той точности решения системы уравнений установившегося движения, которая была достигнута при построении плана испытаний. При этом возможно появление динамической неустойчивости в движении центра тяжести самолета, выражающейся в наличии длиннопериодических его колебаний относительно “невозмущенной” траектории. Неустойчивость движения в условиях спокойной атмосферы определяется как конкретной переменной, так и ошибкой в ее значении: с увеличением разбалансированности относительно уравнений стационарного движения самолета значений некоторых переменных в наборе $(H_k^0, T_k^0, F_k^0, G_k^0, V_k^0, P_k^0, \theta_k^0, \alpha_k^0)$ увеличивается и возмущение траектории, получаемой решением на основе соотношений (3)-(5).

В реальных испытаниях возмущающими факторами, дополнительными по отношению к неточности начальных данных, выступают возмущения атмосферы и задержки отклика автомата управления.

В качестве примера ниже (рис. 1) показан начальный фрагмент расчетной траектории набора высоты (режим фиксированного угла атаки, искусственно продленный до выхода на эшелон) по данным реального самолета. Эта траектория получена в условиях СА при увеличении на 5% расчетного значения скорости V_k^0 плановой точки. Начальное значение амплитуды медленно затухающих колебательных движений самолета относительно невозмущенной траектории зависит от величины ошибки в плановом значении переменной. При этом по мере набора высоты с изменением характеристик атмосферы согласно СА и, соответственно, тяги двигателей и расхода топлива расчетный период колебательных движений самолета увеличивается (рис. 2).

Роль квазиупругой силы, порождающей колебательное движение при “возмущениях” (длиннопериодические колебания), выполняют вертикальные составляющие от аэродинамической силы и суммарной силы тяги двигателей на фоне слабо убывающей силы тяжести самолета вследствие выгорания топлива. При движении самолета в вертикальной плоскости и малых отклонениях по вертикали от невозмущенной траектории эти силы, определяемые, в том числе, и особенностями изменения с высотой характеристик атмосферы, являются силами, возвращающими самолет на невозмущенную траекторию движения.

В очень слабой форме эффект колебательного движения самолета относительно невозмущенной траектории (при тех же исходных неточностях в плановых значениях переменных) был обнаружен в расчетах при включении в работу идеального автомата управления по индикаторной скорости самолета и по полетному числу Маха, которые подключались к управлению набором высоты, начиная с высоты круга.

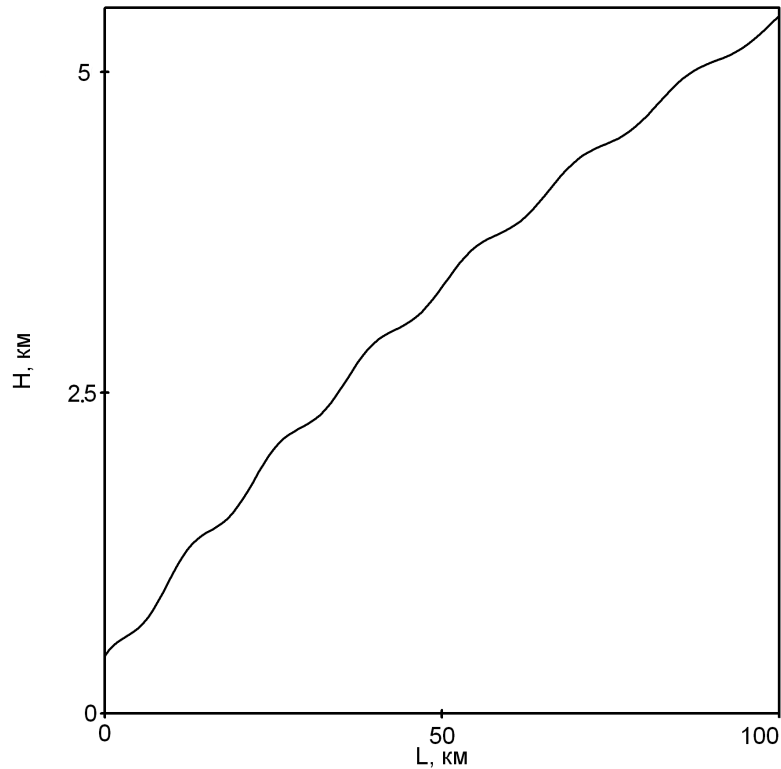


Рис. 1. Фрагмент расчетной траектории набора высоты при 5%-ной ошибке в скорости самолета на момент включения автомата управления $\alpha = const$

7.2.2. Набор высоты в условиях фиксированной индикаторной скорости

В конечной точке разгона самолета до необходимого значения индикаторной скорости имеется набор значений используемых переменных $(H_k^j, T_k^j, F_k^j, G_k^j, V_k^j, P_k^j, \theta_k^j, \alpha_k^j)$, соответствующих моменту времени t_j , с которого идеальный автомат управления переключается на поддержание требуемого уровня этой скорости. Учитывая, что с высотой уменьшается плотность воздуха и истинная скорость самолета должна увеличиваться, уравнения (4) и определение (5) дополняют соотношением

$$V_k^j = V_{ind}^0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_k^j}}, \quad (6)$$

где V_{ind}^0 - требуемый уровень индикаторной скорости, ρ_0 - плотность СА на уровне моря, а ρ_k^j - плотность СА на высоте H_k^j .

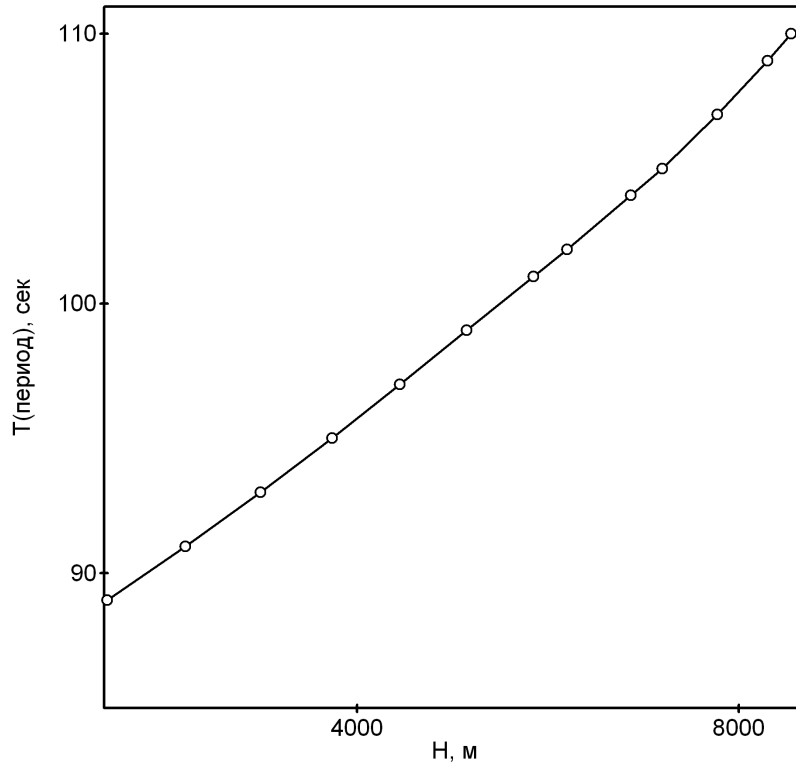


Рис. 2. Зависимость расчетного периода колебаний от высоты для рассматриваемого реального самолета

Включение управления по индикаторной скорости, которое реализуется через воздействие на горизонтальные рули, в общем случае приводит к перераспределению работы, осуществляемой силой тяги двигателей, по каналам кинетической, потенциальной и рассеиваемой энергий. Последнее означает, что если доля от производимой за время Δt работы полной тяги двигателей, переходящая в кинетическую энергию, не в состоянии поддержать требуемый уровень индикаторной скорости, то недостающую кинетическую энергию получают путем уменьшения прироста потенциальной энергии самолета. Этот факт приводит к дополнительному, чем это предполагается начальными данными в момент t_j и соотношениями (4), изменению угла наклона траектории самолета и угла атаки, а также включению в список для расчета траектории движения соотношения, получаемого на основе уравнения энергетического баланса

$$\frac{m_k^j (V_k^j)^2}{2} + P_k^j \cos(\alpha_k^j - \varphi) \Delta S - R_{kxc}^j \Delta S - G_k^j \Delta H - \frac{(m_k^j + \Delta m)(V_k^j + \Delta V)^2}{2} = 0, \quad (7)$$

где ΔS - модуль вектора пространственного смещения самолета за время Δt , а Δm и ΔV - алгебраические изменения массы и скорости самолета за это же

время. Соотношения (4), (5), (6) и (7) дают полную систему уравнений для расчета траектории при наборе высоты самолетом в условиях неизменности V_{ind}^0 .

7.2.3. Набор высоты в условиях фиксированного числа Маха

Завершающий участок траектории набора высоты, выводящий самолет непосредственно на эшелон, формируется требованием поддержки заданного значения полетного числа Маха M^0 . Поэтому при управлении по индикаторной скорости на каждом шаге по времени анализируют полетное число Маха M . В случае совпадения с требуемым значением M^0 управление передается на его поддержку.

Соответствующая система уравнений для расчета траектории движения самолета получается из системы уравнений предыдущего этапа (соотношения (4), (5), (6) и (7)) заменой соотношения (6) на утверждение

$$M = M^0 = const. \quad (8)$$

На рис. 3 изображена общая расчетная траектория набора высоты реальным самолетом с фиксированным весом в условиях СА, начиная с высоты круга. Она состоит из трех участков, лежащих в одной вертикальной плоскости. Первый - разгон самолета при постоянном плановом значении угла атаки α^0 . При достижении в процессе разгона требуемого значения индикаторной скорости V_{ind}^0 управление передается на ее поддержку до выхода на необходимое значение полетного числа Маха M^0 , который определяет последний, третий участок.

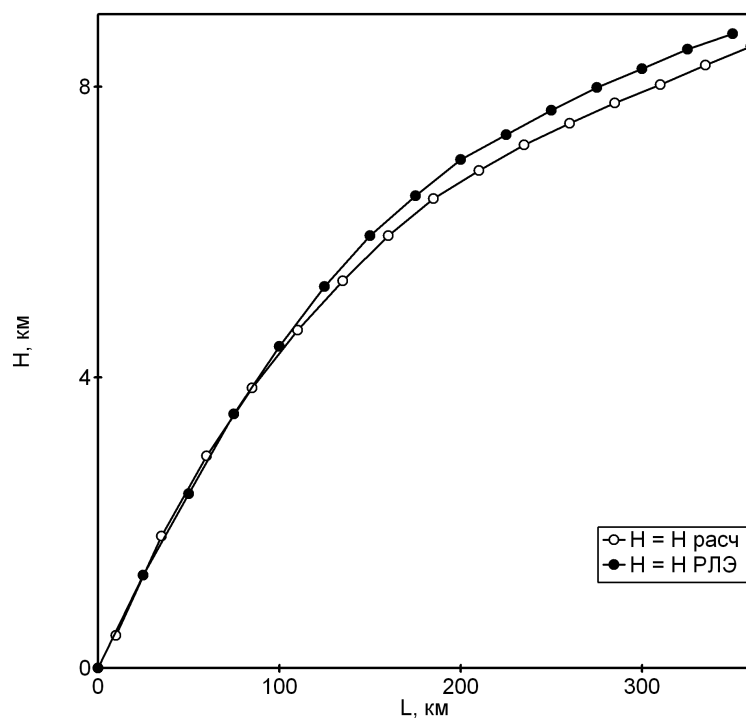


Рис. 3. Сравнение траекторий наборов высоты в одной плоскости.

Приведенную расчетную кривую сравнивают с соответствующей кривой в сопроводительной документации. Имеющееся отклонение кривых объясняется отсутствием в расчетах полной проектной информации, использованной при разработке РЛЭ и необходимой для корректного сравнения.

В расчетах набора высоты с шагом по времени от 1 до 20 с самолет с высоты круга 450 м выходит на эшелон 9000 м с ошибкой по высоте в пределах $\pm 12,8$ м., а по дистанции – в пределах $\pm 2031,5$ метров. Эти ошибки связаны не только с неточностью исходной информации по гипотетическому самолету и способами ее обработки, но и с погрешностями вычислений значений некоторых переменных, для расчета которых привлекали итерационные методы. Однако при малых временных шагах, соответствующих на практике частотам опроса датчиков измерений 4...16 Гц, и общем времени расчета участка траектории в 5...10 с ошибки в высотах и дальностях незначительны.

7.3. Выводы

Даже в случае наличия у самолетов транспортной и гражданской категорий длиннопериодических (фугоидных) движений центра тяжести при наборе высоты, на траектории имеются участки с достаточно малым значением модуля вектора ускорения самолета. Для таких участков траектории движение является близким по характеру к стационарному движению самолета. Этот факт указывает на возможность привлечения информации от более широкого спектра режимов полета для доказательства/определения ЛТХ самолета.

Список литературы

1. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 1. / А. Н. Нарожный, Г. Г. Высокогляд, А.И. Шелудько, Н. И. Стефанишин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Харьков: НАКУ «ХАИ», 2005. – Вып. 29. – С. 16 –26.
2. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 2. / А. Н. Нарожный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 30. – С. 62 – 72.
3. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 3. / А. Н. Нарожный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 31. – С. 10 – 19.
4. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 4. / А. Н. Нарожный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 32. – С. 32 – 37.
5. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 5. / А. Н. Нарожный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2006. – Вып. 33. – С. 21 – 29.
6. Компьютерная поддержка процесса определения летно-технических характеристик самолета. Часть 6. / А. Н. Нарожный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2007. – Вып. 34. – С. 20 – 28.