

УДК 629.735.33

А.Н. Кротченко, П.В. Мелихов, С.А. Яшин

РАЗРАБОТКА ЧЕТЫРЕХМЕСТНОГО САМОЛЕТА ХАИ-70

Целью разработки является создание дешевого, технологичного, простого и безопасного в эксплуатации многоцелевого самолета "летающего автомобиля". Разработка ориентирована, в основном, на индивидуальных потребителей, однако, самолет может быть использован для мониторинга, в качестве почтового, а также для первоначального летного обучения. По уровню безопасности самолет должен отвечать требованиям норм летной годности АП-23.

К разработке выбран четырехместный самолет нормальной классической схемы, свободнонесущий моноплан с низкорасположенным крылом, с двумя поршневыми двигателями на крыле, с однокилевым оперением и трехколесным шасси с носовым колесом (рис.1).

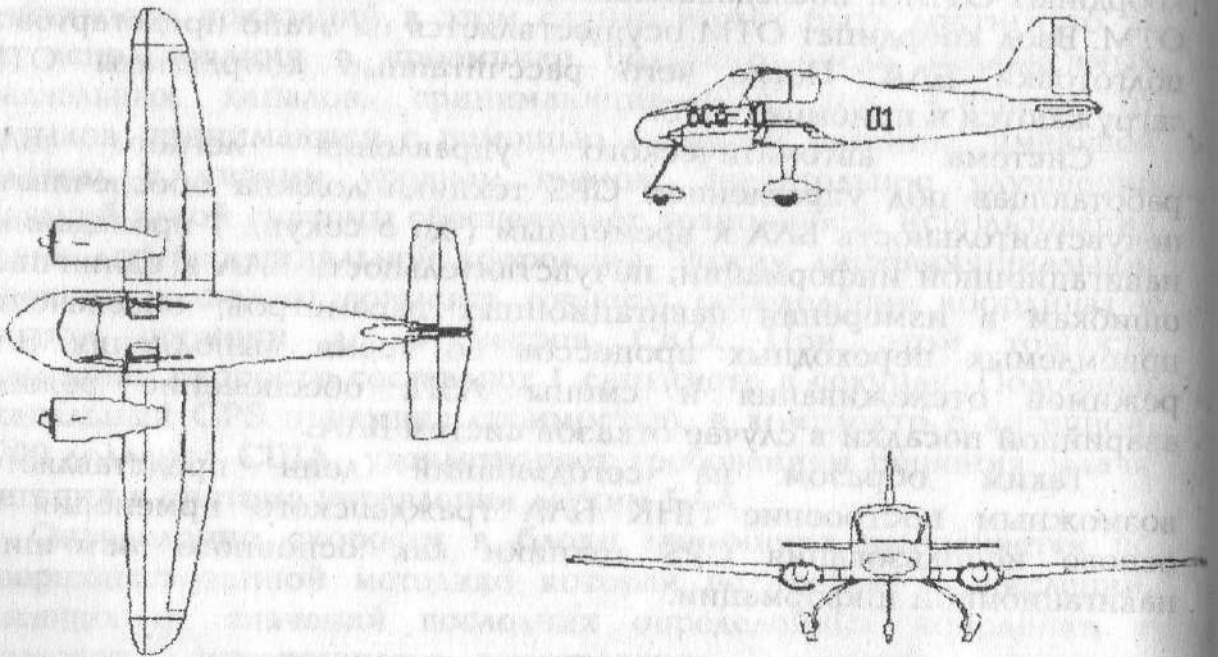


Рис.1. Общий вид самолета ХАИ - 70.

Отличительными чертами являются наличие системы спасения всего самолета, стеклопластиковая конструкция и беспилотная технология испытаний опасных режимов полета. Анализ статистики по легким самолетам показывает, что в мировом парке таких самолетов почти нет (Аналогичные работы ведутся в США фирмой Цессна, самолеты Цессна 150S и 152S, а также в России фирмой "ОКБ им. П.О.Сухого", самолет С-84).

Аэродинамическая схема самолета ХАИ-70 выбрана с применением классических внешних форм дозвуковой аэродинамики. Крыло удлинения имеет прямоугольный центроплан, занимающий 50% размаха, консоли умеренного сужения 1,6 с эллиптическими законцовками. Такая форма наиболее близка к крылу с эллиптическим законом распределения циркуляции воздушной нагрузки по размаху и должна иметь зоны появления срыва потока на центроплане, что препятствует развитию крена при сваливании. Профиль крыла Clark-YH-15 выбран как профиль средней толщины, имеющий плавный характер изменения подъемной силы в области критических углов атаки, что должно обеспечивать плавное развитие сваливания при выходе самолета на критические режимы. В области закритических углов атаки профиль имеет такое изменение подъемной силы, которое препятствует переходу в плоский штопор. Взаимное положение крыла и оперения выбрано таким образом, чтобы при попадании самолета в область критических углов атаки обеспечивалось плавное нарастание восстанавливающих пикирующих моментов и сохранение эффективности рулей.

Конструкция самолета выбрана смешанного типа из пластика и металла, в которой агрегаты (крыло, фюзеляж, оперение) выполнены по моноблочной схеме. Все основные силовые факторы воспринимаются по моноблочной схеме. Все основные силовые факторы воспринимаются обшивкой. Обшивка трехслойная. Несущие слои выполнены из стеклопластика холодного отверждения, наполнитель - пенопласт. В местах действия сосредоточенных сил установлен металлический силовой набор. Конструкция крупнопанельная, обеспечивающая минимальное количество технологических стыков и сборочных операций. Это позволяет сделать производство самолета малоотходным и дешевым. Применение стеклопластика в качестве конструкционного материала обшивок позволяет применять внешние формы, оптимальные в аэродинамическом отношении. Салон самолета негерметичный, влагозащищенный, с двумя постами управления. Салон оснащен силовым полом и потолком для повышения безопасности при вынужденных посадках, поломках шасси и капотировании. Силовая установка состоит из двух поршневых двигателей.

Самолет оснащен системой спасения, состоящей из спасательного парашюта, амортизации и вспомогательных устройств. Система спасает в аварийной ситуации весь самолет с грузом и пассажирами. Применение такой системы позволяет повысить безопасность самолета не только для его пассажиров, но и для местности, на которую приземляется самолет в аварийной ситуации. Применение системы спасения

может оказаться необходимым при столкновениях с птицей, отказах силовой установки и управления, ухудшении метеоусловий, ударах разрядов статического электричества. Система осуществляет автоматическую посадку самолета на неподготовленную площадку с перегрузками, допустимыми для эксплуатации агрегатов планера, оборудования и спасения экипажа и пассажиров.

Особый интерес представляют нагрузки, возникающие при раскрытии парашюта и приземлении. Динамика движения системы самолет-парашют в период разворачивания купола парашюта и работа амортизации могут быть описаны следующими системами уравнений:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{m + m_{пр}} \left[-\frac{\rho V^2}{2} \left\{ (C_{x_0} + AC_y^2)S + C_{пF_{п}} \right\} + g \cdot m \sin(\theta) \right];$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{m \cdot V} \left\{ C_y \frac{\rho V^2}{2} S - g \cdot m \cos(\theta) \right\};$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{I_x} \left[C_y (x_f - x_t) \frac{\rho V^2}{2} S b_a + Q_{пнеуст} \left\{ (y_{п} - y_t) \cos(\alpha) - (x_{п} - x_t) \sin(\alpha) \right\} \right];$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \omega_z; \quad \frac{dH}{dt} = V \sin(\theta); \quad \frac{d\alpha}{dt} = \frac{d\theta}{dt} - \frac{d\phi}{dt};$$

$$m_{пр} \cong \frac{(0.84 F_{п})^{1.5} \rho}{\pi^{0.5}}; \quad Q_{пнеуст} = \frac{\rho V^2 C_{пF_{п}}}{2} + m_{пр} \frac{dV}{dt}; \quad C_y = C_y^{\alpha} \cdot \alpha$$

где: H - высота; V - скорость; θ - угол наклона траектории; ϕ - угол тангажа; α - угол атаки; ω_z - угловая скорость тангажа; m - масса самолета; $m_{пр}$ - присоединенная масса воздуха; I_x - момент инерции самолета; ρ - плотность воздуха; C_{x_0} , C_y - коэффициенты аэродинамических сил самолета; A - коэффициент поляры самолета; S - площадь крыла самолета; $C_{п}$ - коэффициент сопротивления купола парашюта; $F_{п}$ - площадь купола парашюта; g - ускорение свободного падения; x_f - координата фокуса самолета; b_a - средняя аэродинамическая хорда самолета; x_t , y_t - координаты центра масс самолета; $x_{п}$, $y_{п}$ - координаты точки крепления парашюта; $Q_{пнеуст}$ - сила сопротивления парашюта при неустановившемся движении;

$$\frac{dV_y}{dt} = (R - m \cdot g) / m; \quad \frac{dy}{dt} = V_y; \quad \frac{dW}{dt} = -\pi \cdot l \cdot y \cdot \frac{V_y}{2}; \quad \frac{dS_K}{dt} = -\pi \cdot l \cdot y \cdot \frac{V_y}{2}$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{k \cdot p}{\rho} \frac{d\rho}{dt}; \quad \frac{d\rho}{dt} = \frac{\frac{dm_B}{dt} W - \frac{dW}{dt} m_B}{W^2}; \quad \frac{dm_B}{dt} = \rho \cdot S_B \cdot v_i; \quad T = \frac{p}{\rho R_0}; \quad R = \Delta p \cdot S_K;$$

$$v_i = a \cdot \Delta p + b \cdot \Delta p^2 + c \cdot \Delta p^3; \quad \Delta p = p - p_0; \quad S_B = 2 \cdot \pi \cdot (r^2 + r \cdot l - \frac{y \cdot l}{2}).$$

где: y - координата верхней точки амортизатора относительно поверхности приземления; V_y - скорость обжатия амортизатора; W - внутренний объем амортизатора; t - время; r - радиус оболочки амор-

тизатора; l - длина оболочки амортизатора; S_k - площадь контакта амортизатора с поверхностью приземления; S_v - площадь истечения воздуха из амортизатора; p - давление воздуха в оболочке амортизатора; m_v - масса воздуха в оболочке амортизатора; p_0 - атмосферное давление; Δp - перепад давлений снаружи и внутри оболочки R - реакция амортизатора; u - скорость проникания воздуха через оболочку амортизатора или через редуцированный клапан; a, b, c - коэффициенты аппроксимации скорости истечения воздуха через оболочку амортизатора в зависимости от перепада давления.

Движение самолета при раскрытии парашюта и приземлении описывается системами нелинейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. Коэффициенты математических моделей раскрытия парашюта и приземления являются сложными функциями параметров движения приземляющегося объекта, параметров атмосферы и грунта. Для уточнения математических моделей, а также для исследования опасных режимов сваливания и штопора необходимо применение свободнолетающих динамически подобных моделей (СЛМ).

СЛМ - это автономный летательный аппарат научно - исследовательского назначения, геометрически и динамически подобный исследуемому самолету. СЛМ выполняет автоматический или дистанционно пилотируемый полет по заданной программе и обеспечивает регистрацию получаемой в полете информации.

СЛМ самолета ХАИ-70 (СЛМХ-70), предназначена для моделирования динамики его движения в свободном полете, при выпуске парашютной системы спасения и приземлении.

Летные испытания модели (СЛМХ-70) предназначены для решения пяти основных задач:

- определение аэродинамических характеристик самолета, его устойчивости и управляемости;
- определение характеристик сваливания и поведения самолета при сваливании, выхода на закритические углы атаки и ухода с них;
- определение поведения самолета в штопоре и методов вывода из него;
- исследование динамики движения самолета при выпуске парашютной системы спасения на следующих режимах полета: на минимальной скорости; на максимальной скорости; в штопоре; в перевернутом полете; в горизонтальном планировании; при выполнении бочки. При этом особое внимание необходимо обратить на величину потери высоты при разворачивании парашютной системы и определение минимальной

высоты ввода в действие парашютной системы.

- исследование посадки на мягкую амортизацию.

Для решения поставленных задач модель оснащена бортовым измерительным и регистрирующим оборудованием, системой автоматического управления и двумя поршневыми двигателями. СЛМХ-70 оборудована также системой спасения, моделирующей аналогичную систему самолета. Основные силовые элементы модели имитируют конструктивно-силовую схему исследуемого самолета.

Летные испытания летающей модели СЛМХ-70 проводились на аэродроме ОСОУ "Коротич" в Харьковской области. Модель запускалась в полет с наземной передвижной пусковой установки с помощью разгонной ступени с ракетным двигателем твердого топлива типа "Облако" с работающими поршневыми двигателями. Летные испытания модели показали следующее:

- характеристики устойчивости и управляемости являются достаточными для выполнения устойчивого и управляемого полета с балансировкой в широком диапазоне центровок, углов атаки и скоростей полета;

- работа механизма ввода в действие парашюта и работа прашюта и амортизации обеспечивают надежное и эффективное спасение конструкции в аварийной ситуации;

- поломки конструкции при аварийном приземлении происходят в местах, где это специально предусмотрено;

- отсек конструкции, предназначенный для размещения людей, остается неповрежденным и не имеет остаточных деформаций.

Наземные испытания конструкции летающей модели показали, что агрегаты конструкции, подвергающиеся воздушным нагрузкам, имеющим низкие удельные значения, получились перетяжеленными. Это вызвало необходимость изменения конструктивно-силовой схемы и проведения соответствующих доработок конструкции хвостовой части фюзеляжа, горизонтального и вертикального оперений.

В 1996 году продолжались наземные и летные испытания опытных образцов парашютной системы спасения натурального самолета и гидравлической системы привода рулей беспилотного варианта самолета. Испытания проводились на автоматической беспилотной летающей лаборатории, которая имеет массу 1200 кг. Проведенные летные испытания модели показали правильность выбранных концепций аэродинамической схемы, систем ввода парашюта, выпуска амортизации и расположения основных конструктивных элементов.