

ПОДОБИЕ ФОРМЫ В ЗАДАЧЕ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ПОДОБИЯ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ЗОНЕ ЛЕСНОГО ПОЖАРА

Основной задачей создания летательного аппарата (ЛА) является формирование его качества, то есть комплекса или совокупности существенных признаков, характеристик, показателей, свойств и особенностей. Параметры качества могут иметь как требуемые, так и возможные (располагаемые) значения. Требуемые значения параметров качества ЛА – это те значения, которые по каким-либо соображениям следует реализовать в производстве [1].

Требуемый уровень качества свободнолетающей динамически подобной модели (СДПМ) определяется геометрической формой, прочностью, упруго-геометрическими характеристиками, массово-инерционными параметрами и законами управления системы автоматического управления СДПМ для обеспечения адекватности результатов модельных лётных исследований и испытаний натурального ЛА.

Требуемое качество СДПМ обуславливается подобием её и натурального ЛА, а формируется при проектировании, изготовлении, наземных и лётных испытаниях.

Исследования на СДПМ и адекватный перенос их результатов на натуральный ЛА возможен только в случае выполнения условий геометрического, кинематического и динамического подобия [2 – 5].

Понятие геометрического подобия, на первый взгляд, достаточно простое. Однако его реализация при создании СДПМ выдвигает ряд принципиальных теоретических и практических задач, решение которых является целью данного исследования.

Под геометрическим подобием СДПМ и натурального ЛА понимают не указанное подобие конструкций (хотя и такое возможно в конструктивно подобных моделях), а подобие внешних поверхностей тел одинаковой формы. При этом отношение любых их сходственных размеров равно одной и той же постоянной величине – масштабу линейных размеров k_ℓ . Следствием геометрического подобия является равенство углов между соответственными линиями геометрически подобных тел, то есть $\varphi_H = \varphi_M$ [3, 5].

По известным размерам ℓ_H натурального ЛА, требуемого значения масштаба k_ℓ можно получить требуемые значения размеров СДПМ [5]

$$\ell_M = \frac{\ell_H}{k_\ell} \quad (1)$$

для атмосферных условий, соответствующих высот динамического подобия.

На масштаб линейных размеров k_ℓ и, соответственно, на геометрические параметры СДПМ влияние оказывают [5, 6]:

1. Задача моделирования явлений и режимов полёта натурального ЛА.
2. Условия подобия с системой связей параметров СДПМ, натурального ЛА и окружающей среды для достижения адекватности моделирования.
3. Условия обеспечения внутреннего объёма, достаточного для размещения бортового оборудования и комплектующих изделий в пределах контура СДПМ.
4. Технологические ограничения, учитывающие точность методов изготовления СДПМ.
5. Ограничения, учитывающие способ вывода СДПМ на требуемый для исследования режим полёта и параметры конкретного носителя.
6. Эксплуатационные ограничения, учитывающие необходимость обеспечения удобства работы с СДПМ при ремонте и подготовке к испытательным и исследовательским полётам.

Геометрическое подобие в масштабе линейных размеров k_ℓ необходимо обеспечить (или достичь) на высотах аэродинамического подобия, в условиях проведения полёта натурального ЛА и эксперимента на СДПМ.

При моделировании динамики полёта натурального ЛА, находящегося в усложнённых природно-климатических условиях, на СДПМ в обычных условиях полёта потребный для обеспечения адекватности моделирования масштаб линейных размеров должен отвечать соотношению

$$k_\ell = \frac{l_H}{l_M} = \frac{l_{H0} + \Delta l_H + \Delta l_H^T}{l_{M0} + \Delta l_M + \Delta l_M^T}, \quad (2)$$

где l_{H0} , l_{M0} – сходственные номинальные линейные размеры агрегатов натурального ЛА и СДПМ в условиях их изготовления при соответствующих температурах конструкций $T_{к.н0}$ и $T_{к.м0}$; l_H , l_M – сходственные номинальные линейные размеры агрегатов натурального ЛА и СДПМ на высотах динамического подобия при соответствующих температурах конструкций $T_{к.н}$ и $T_{к.м}$; Δl_H , Δl_M – изменения номинальных линейных размеров натурального ЛА и СДПМ вследствие силовых деформаций конструкций; Δl_H^T , Δl_M^T – изменения номинальных линейных размеров натурального ЛА и СДПМ вследствие температурных деформаций конструкций.

Здесь и далее индексом “0” обозначены параметры и характери-

стики агрегатов натурального ЛА и СДПМ при температурах $T_{к.н0}$ и $T_{к.м0}$.

Для проектировщиков СДПМ важным является знание потребных значений её параметров в условиях изготовления. Поэтому, выполнив преобразования (2) в отношении $l_{м0}$, получим

$$l_{м0} = \frac{l_{н0} + \Delta l_{н} + \Delta l_{н}^T}{k_{\ell}} - \Delta l_{м} - \Delta l_{м}^T. \quad (3)$$

Так как скорости полёта натурального ЛА в зоне лесного пожара и СДПМ в условиях полигона невелики, то аэродинамические нагрузки не вызывают сколько-нибудь значащих изменений линейных размеров натурального ЛА и СДПМ [7]. Поэтому в данном случае можно считать $\Delta l_{н} = \Delta l_{м} = 0$ и

$$l_{м0} = \frac{l_{н0} + \Delta l_{н}^T}{k_{\ell}} - \Delta l_{м}^T. \quad (4)$$

Если изменение температуры $\Delta T_{к.м} = T_{к.м} - T_{к.м0}$ незначительно и не приводит к изменению номинальных линейных размеров СДПМ вследствие температурных деформаций конструкции (т.е. $\Delta l_{м}^T = 0$), то соотношение (4) приобретает следующий вид:

$$l_{м0} = \frac{l_{н0} + \Delta l_{н}^T}{k_{\ell}}. \quad (5)$$

Тогда масштаб линейных размеров, реализуемый при проектировании СДПМ,

$$k_{\ell пр} = \frac{l_{н0}}{l_{м0}} \quad (6)$$

в общем случае моделирования динамики полёта натурального ЛА в усложнённых природно-климатических условиях можно определить по соотношению

$$k_{\ell пр} = k_{\ell} \cdot \frac{l_{н0}}{l_{н0} + \Delta l_{н} + \Delta l_{н}^T - k_{\ell}(\Delta l_{м} + \Delta l_{м}^T)}, \quad (7)$$

при $\Delta l_{н} = \Delta l_{м} = 0$ – по соотношению

$$k_{\text{лпр}} = k_{\ell} \cdot \frac{\ell_{\text{H0}}}{\ell_{\text{H0}} + \Delta\ell_{\text{H}}^T - k_{\ell} \cdot \Delta\ell_{\text{M}}^T} \quad (8)$$

и при $\Delta\ell_{\text{H}} = \Delta\ell_{\text{M}} = \Delta\ell_{\text{M}}^T = 0$ – по соотношению

$$k_{\text{лпр}} = k_{\ell} \cdot \frac{\ell_{\text{H0}}}{\ell_{\text{H0}} + \Delta\ell_{\text{H}}^T}. \quad (9)$$

При тепловом расширении в хорошем приближении справедливы равенства [8]

$$\Delta\ell = \ell_1 \alpha_T \Delta T = \ell_1 \alpha_T (T_2 - T_1); \quad (10)$$

$$\ell_2 = \ell_1 + \Delta\ell = \ell_1 (1 + \alpha_T \Delta T), \quad (11)$$

где ℓ_1 – начальный размер тела при температуре T_1 ; ℓ_2 – конечный размер тела при температуре T_2 ; $\Delta\ell = \ell_2 - \ell_1$ – тепловое расширение тела; $\Delta T = T_2 - T_1$ – изменение температуры тела; α_T – коэффициент линейного расширения (линейный коэффициент теплового расширения) материала тела.

Выше использовано такое понятие, как изменение номинальных размеров натурального ЛА и СДПМ вследствие температурных деформаций конструкций $\Delta\ell_{\text{H}}^T$ и $\Delta\ell_{\text{M}}^T$ (в общем виде – $\Delta\ell^T$). Для крыла ЛА (как натурального, так и СДПМ) изменение $\Delta\ell^T$ номинального размера относительно главной оси OZ (или удлинение z) можно определить по формуле [9]

$$\Delta\ell^T = z = \int_0^z \frac{N}{E_{\text{осн}} F} dz, \quad (12)$$

где $N = E_{\text{осн}} \int_F \alpha_T \Delta T \varphi dF$ – внецентренная продольная “температурная сила”; $F = \int_F \varphi dF$ – редуцированная площадь поперечного сечения крыла; $\varphi = \frac{E}{E_{\text{осн}}}$ – редуцирующий коэффициент (может иметь ряд значений

в зависимости от количества силовых элементов и используемых конструкционных материалов со своими значениями модуля упругости E); $E_{\text{осн}}$ – модуль упругости материала, принятого в качестве основного.

В формуле (12) не учтено изменение нормальных напряжений σ по длине конструкции ℓ , что правомерно для достаточно длинной конструкции [9].

Выполняя расчёты по полученным формулам, необходимо иметь в виду, что с изменением температуры изменяются коэффициент линейного расширения α_T , а также модули упругости E и сдвига G .

Полученные соотношения вместе с предыдущими формулировками геометрического подобия в большей мере отражают лишь теоретические представления о таком подобии рассматриваемых объектов.

Для натурального ЛА величины отклонений размеров и формы задают в виде допусков, в пределах которых и должны выдерживаться геометрические параметры внешних поверхностей. Искажения заданной формы, проявляющиеся на внешней поверхности в виде волн, выступов, впадин и уступов, приводят к изменению аэродинамических характеристик, которые, в свою очередь, оказывают влияние на лётные характеристики ЛА. Величины допусков на агрегаты натурального ЛА определяют расчётным или экспериментальным путём по заранее обусловленным величинам отклонений аэродинамических характеристик [10 – 12].

В качестве примера в таблице приведены данные о допусках на изготовление агрегатов самолётов транспортной категории и моделей, предназначенных для испытаний в аэродинамических трубах Т-102 и Т-103 ЦАГИ [1, 2, 4, 13, 14].

Допуски на изготовление агрегатов самолётов
и трубных моделей

| № п/п | Параметр | Допуск, мм | |
|----------|--------------------------------------|---------------------------------------|------------------------------------|
| | | Самолёты транспортной категории | Трубные модели для Т-102, Т-103 |
| 1 | Размах крыла, оперения | +4 -2 | ± 1,5 |
| 2 | Длина хорды контрольного сечения | ± 2 | 0 -0,75 |
| 3 | Длина фюзеляжа | ± 5 | ± 2,5 |
| 4 | Диаметр (поперечный размер) фюзеляжа | ± 3 | 0 -1,5 |

Отклонения формы ЛА неизбежно возникают в результате выполнения технологических процессов изготовления деталей, агрегатной и общей сборки, что приводит к несовпадению реальных поверхностей и теоретически заданных.

Для СДПМ величины допусков на агрегаты должны быть связаны с

допусками на агрегаты натурального ЛА таким образом, чтобы отклонения аэродинамических характеристик СДПМ не превышали отклонений аналогичных характеристик натурального ЛА в соотношениях, обуславливающих подобие рассматриваемых явлений [15].

Согласно предыдущим рассуждениям необходимо, чтобы на высотах динамического подобия

$$l_H + \delta l_H^{60} \geq k_\ell (l_M + \delta l_M^{60}); \quad (13)$$

$$l_H + \delta l_H^{HO} \leq k_\ell (l_M + \delta l_M^{HO}), \quad (14)$$

где δl_H^{60} , δl_M^{60} , δl_H^{HO} , δl_M^{HO} – верхние и нижние предельные отклонения l_H и l_M натурального ЛА и СДПМ в условиях проведения полётов.

В условиях геометрического подобия изменение по каким-либо причинам сходственных размеров тела должно быть пропорциональным. В отношении натурального ЛА и его СДПМ эту пропорциональность можно выразить в следующем виде:

$$\frac{l_H + \delta l_H^{60}}{l_{H0} + \delta l_{H0}^{60}} = \frac{l_H + \delta l_H^{HO}}{l_{H0} + \delta l_{H0}^{HO}} = \frac{l_H}{l_{H0}}; \quad (15)$$

$$\frac{l_M + \delta l_M^{60}}{l_{M0} + \delta l_{M0}^{60}} = \frac{l_M + \delta l_M^{HO}}{l_{M0} + \delta l_{M0}^{HO}} = \frac{l_M}{l_{M0}}, \quad (16)$$

где δl_{H0}^{60} , δl_{M0}^{60} , δl_{H0}^{HO} , δl_{M0}^{HO} – верхние и нижние предельные отклонения l_{H0} и l_{M0} натурального ЛА и СДПМ в условиях их изготовления.

Используя (15) и (16) для (13) и (14), получим

$$\left(l_{H0} + \delta l_{H0}^{60} \right) \frac{l_H}{l_{H0}} \geq k_\ell \left(l_{M0} + \delta l_{M0}^{60} \right) \frac{l_M}{l_{M0}}; \quad (17)$$

$$\left(l_{H0} + \delta l_{H0}^{HO} \right) \frac{l_H}{l_{H0}} \leq k_\ell \left(l_{M0} + \delta l_{M0}^{HO} \right) \frac{l_M}{l_{M0}}, \quad (18)$$

откуда после преобразований с учётом (1) и (6) будем иметь

$$\frac{\delta l_{H0}^{60}}{k_{\ell пр}} \geq \delta l_{M0}^{60} \quad \text{и} \quad \frac{\delta l_{H0}^{HO}}{k_{\ell пр}} \leq \delta l_{M0}^{HO}. \quad (19)$$

Неравенства (19) связывают допуски на отклонения размеров и форм агрегатов СДПМ с аналогичными допусками на агрегаты натурального ЛА в условиях их изготовления.

При учёте температурных деформаций необходимо иметь в виду,

что элементы конструкций натурального ЛА и его СДПМ, выполненные из различных материалов, будут иметь отличные значения относительных деформаций, а масштаб линейных размеров $K_{\ell пр}$, в принципе, может иметь ряд расчётных значений. Поэтому при выполнении связанных с СДПМ проектировочных работ необходимо либо из ряда значений $K_{\ell пр}$ выбрать одно, обусловленное каким-либо признаком (например, для агрегата, создающего наибольшую подъёмную силу или сопротивление: крыло, фюзеляж и т.д.), либо реализовать при проектировании для каждого агрегата своё значение $K_{\ell пр}$.

Анализируя данные таблицы с учётом неравенств (19), можно сделать вывод о том, что использование значений допусков на трубные модели при проектировании СДПМ возможно лишь для небольшого диапазона значений масштаба $K_{\ell пр}$.

Выводы

1. Разработаны теоретические основы определения потребных значений геометрических параметров СДПМ для изучения поведения натурального ЛА в усложнённых природно-климатических условиях.
2. Получены зависимости для определения масштаба линейных размеров, реализуемого при проектировании СДПМ.
3. Получены неравенства, ограничивающие допуски на отклонения размеров и форм агрегатов СДПМ.

Список использованных источников

1. Технология самолетостроения [Текст]/ А.Л. Абибов, Н.М. Бирюков, В.В. Бойцов и др. – М.: Машиностроение, 1970. – 690 с.
2. Повх, И.П. Аэродинамический эксперимент в машиностроении [Текст]/ И.П. Повх. – Л.: Машиностроение, 1979. – 364 с.
3. Краснов, Н.Ф. Аэродинамика [Текст]/ Н.Ф. Краснов. – М.: Наука, 1971. – 614 с.
4. Мартынов, А.К. Прикладная аэродинамика [Текст]/ А.К. Мартынов. – М.: Машиностроение, 1972. – 448 с.
5. Определение размеров и массово-инерционных параметров свободнолетающих динамически подобных моделей самолетов [Текст]/: учеб. пособие / А.И. Рыженко, А.В. Бетин, В.И. Рябков, О.Р. Черановский. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1992. – 101 с.
6. Рыженко, А.И. Технологические ограничения геометрических параметров крупномасштабных свободнолетающих моделей самолетов [Текст]/ А.И. Рыженко, А.В. Бетин, Д.В. Тиняков // Вопросы

проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 25(2). – Х., 2001. – С. 69 – 75.

7. Бетина, Е.Ю. Опережающие исследования предельных режимов полёта беспилотных самолётов в усложнённых природно-климатических условиях [Текст]/ Е.Ю. Бетина, В.А. Тутубалин, Н.В. Бондарева // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(51). – Х., 2007. – С. 111 – 118.

8. Кухлинг, Х. Справочник по физике [Текст]/ Х. Кухлинг. – М.: Мир, 1982. – 520 с.

9. Кан, С.Н. Расчет самолета на прочность [Текст]/ С.Н. Кан, И.А. Свердлов. – М.: Машиностроение, 1966. – 520 с.

10. Бабушкин, А.И. Обоснование технологических допусков на изготовление профиля крыла с учетом требований аэродинамики при сверхзвуковых скоростях полета [Текст]/ А.И. Бабушкин, Л.А. Малашенко, В.И. Холявко // Проектирование самолетных конструкций и их соединений: сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та. – Х., 1986. – С. 33 – 38.

11. Кюхеман, Д. Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст]/ Д. Кюхеман. – М.: Машиностроение, 1983. – 656 с.

12. Холявко, В.И. О влиянии технологических отклонений на аэродинамические характеристики крыла самолета [Текст]/ В.И. Холявко, Л.А. Малашенко, А.И. Бабушкин // Проектирование самолетных конструкций и их соединений: сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та. – Х., 1986. – С. 38 – 46.

13. Федорченко, Б.Д. Расчеты точности сборки и увязки в самолетостроении [Текст]: учеб. пособие / Б.Д. Федорченко. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1986. – 68 с.

14. Федорченко, Б.Д. Технологическая подготовка и технология производства сборочно-монтажных работ [Текст]: учеб. пособие, Ч. 1 / Б.Д. Федорченко, А.И. Бабушкин. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1989. – 104 с.

15. Бетин, А.В. Условия обеспечения адекватности при проведении исследований на крупномасштабных свободнолетающих моделях самолетов [Текст]/ А.В. Бетин, М.Н. Мурин // Системы обробки інформації: зб. наук. пр. ХВУ. – Вып. 16. – Х., 1998. – С. 181 – 185.

Поступила в редакцию 5.09.2011

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Рыженко,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*