

О допустимых и предельных областях аэродинамических характеристик летательного аппарата

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Введение

К современному летательному аппарату выдвигают все более жесткие требования, связанные с обеспечением его надежности и долговечности. Как показывает практика, для этого надо учитывать весь спектр его параметров, поскольку он является целым комплексом взаимосвязанных характеристик.

Контроль ключевых параметров летательного аппарата (ЛА) является первостепенной задачей. Он необходим как при проектировании, так, что более важно при эксплуатации, и при эксплуатации изделия, что подразумевает оценку его качества в любой момент текущего времени [1].

В процессе эксплуатации самолета происходят изменения его летных характеристик вследствие отклонения геометрии самолета и тяги двигательной установки от номинальных (проектных) [2]. Один из наиболее важных факторов – это изменение характера обтекания летательного аппарата, а как следствие – изменение его аэродинамических коэффициентов, что в конечном итоге может существенно повлиять на его устойчивость и управляемость.

Постановка задачи

Решение вопросов устойчивости и управляемости современных самолетов подчинено следующим основным задачам [3]:

- обеспечение безопасности полета при всех возможных условиях эксплуатации;
- обеспечение маневренности и управляемости.

Самолет должен обладать такими свойствами, чтобы не допустить каких-либо отклонений от поставленных задач. Летательные аппараты могут совершать полеты лишь в случае, когда кинематические параметры (скорость, высота, углы положения ЛА, скорости их изменения и т. д.) и параметры, определяющие работу функциональных систем ЛА, имеют определенный диапазон изменений. Выход из данных областей приводит к возникновению аварийной (или катастрофической) ситуации или к угрозе авиационного происшествия [4].

Существенную роль в этом играют изменение параметров бокового движения как на стабилизацию полета, так и на его управляемость. В связи с этим отмечается ряд особенностей динамики самолета, таких, как влияние угла атаки на характеристики бокового движения, существенную зависимость поперечной управляемости самолета от моментов рыскания элеронов и т. д. [5].

Поэтому для предотвращения разного рода внештатных ситуаций следует проводить контроль состояния аэродинамики самолета. Контроль изделия может быть различной глубины, начиная с внешнего осмотра и заканчивая точным измерением параметров [1]. Лучшим для этого способом является снятие эксплуатационных характеристик летательного аппарата и сравнение их с характеристиками самолета-эталона, которым может быть сам самолет в момент

выпуска его с завода [2] или его штатная модификация. В дальнейшем полученные отклонения и абсолютные величины должны быть проанализированы (возможна ли дальнейшая эксплуатация изделия и нужна ли этим параметрам коррекция), что позволит минимизировать возникновение внештатных ситуаций.

Для проведения такого контроля и анализа должны быть известны области изменения этих параметров, при которых возможно функционирование летательного аппарата. Получение распределения таких областей, в частности для аэродинамических коэффициентов, а также допустимых и предельных их значений является важной прикладной задачей.

Области аэродинамических коэффициентов

Построение допустимых областей для летательного аппарата, как показывает практика, – решаемая задача. Ее решают во многих областях, например в теории прочности, упругости и т. д. Подобные задачи рассматривают и в некоторых направлениях аэродинамики. Многие задачи, например, решают для нахождения допустимых и предельных углов атаки, а также их эксплуатационных значений.

В фазовом пространстве упомянутых выше параметров существует поверхность, разделяющая это пространство на две области – эксплуатационных и предельных диапазонов изменения. Эта поверхность называется критической. Однако фактически с учетом существующей неопределенности в описании атмосферы (турбулентность, осадки и т. д.), незначительных различий в характеристиках самолетов, особенностей пилотирования летчиков данная поверхность превращается в слой определенной толщины. По соображениям безопасности полетов за критическую поверхность принимают ту сторону слоя, которая расположена со стороны эксплуатационной области [4]. Чтобы не допустить выхода летательного аппарата за критическую поверхность, вводят новую поверхность, еще более сужающую эксплуатационную область. Полученная область носит название допустимой области.

В случае, когда летательный аппарат вследствие каких-то причин изменяет свою геометрию, он может выйти за пределы допустимых областей аэродинамических коэффициентов. При этом самолет начинает терять управляемость. При выходе же из эксплуатационных диапазонов он может и вовсе потерять устойчивость и полет его является крайне не устойчивым.

Таким образом, можно сформулировать критерии, по которым будем определять эти области. Допустимой областью будем называть такую область, в которой летательный аппарат является полностью управляемым и практически не склонным к неустойчивому полету. Эксплуатационная область – это область, в которой летательный аппарат либо полностью, либо трудно управляемым, и вероятность возникновения неустойчивого участка полета довольно велика. Предельная область – это область, в которой летательный аппарат практически не управляем и вероятность возникновения неустойчивого участка полета близка к единице.

Следовательно, задача сводится к определению как самой границы (критическая поверхность), так и допустимой области, что само по себе не является теоретически решаемой задачей и сводится к нахождению слоя какой-то небольшой толщины между допустимой и предельной областью. По данным, существующим для летательных аппаратов (их аэродинамических

коэффициентов), можно разместить их (каждой точке будет соответствовать свой самолет) в параметрическом пространстве и объединить те из них, которые не были вовлечены в значительные авиационные происшествия в область допустимых соотношений коэффициентов. Остальные ЛА попадут в предельную область. Промежуток между ними – это собственно и есть критическая поверхность, размытая на толщину δ .

Построение областей аэродинамических коэффициентов летательного аппарата тесно связано с его как продольной, так и поперечной устойчивостью и управляемостью.

Существуют способы, позволяющие рассчитывать определенные аэродинамические параметры летательного аппарата, которые имеют существенное влияние на боковую устойчивость самолетов и дают возможность проверять их путем продувки моделей в аэродинамических трубах.

Установлено, что боковую устойчивость можно оценить по соотношению между кренящим и заворачивающим моментами [6].

Так, в упрощенном варианте уравнения бокового движения самолета для исходного горизонтального полета в спокойной атмосфере в связанной системе координат могут быть записаны в виде

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x &= m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y \\ \dot{\omega}_y &= m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_x} \omega_x + m_y^{\omega_y} \omega_y\end{aligned}\quad (1)$$

Для исследования бокового движения необходимо характеристическое уравнение, которое получается путем линеаризации (1):

$$p^4 + B_3 p^3 + B_2 p^2 + B_1 p + B_0 = 0, \quad (2)$$

где $B_0 - B_3$ – коэффициенты характеристического уравнения. Их выражения приведены в табл. 20.1 [5].

Коэффициент B_0 обычно характеризует так называемую спиральную устойчивость или неустойчивость движения самолета и является малым по сравнению с B_1 . Этим фактором обычно пользуются для получения *приближенных условий* устойчивости, которые позволяют наглядно представить зависимость устойчивости бокового движения самолета от его аэродинамических характеристик.

Граница колебательной устойчивости бокового движения самолета определяется условием

$$(B_3 B_2 - B_1) B_1 - B_3^2 B_0 = 0. \quad (3)$$

Путем замены коэффициентов характеристического уравнения через аэродинамические коэффициенты самолета получим два условия для нахождения границы.

При выполнении первого неравенства

$$\operatorname{tg} \alpha_0 \left(m_x^{\omega_x} + \frac{c_z^\beta}{2} \right) + m_y^{\omega_x} > 0, \quad (4)$$

граница располагается в первом и третьем квадрантах (рис. 1).

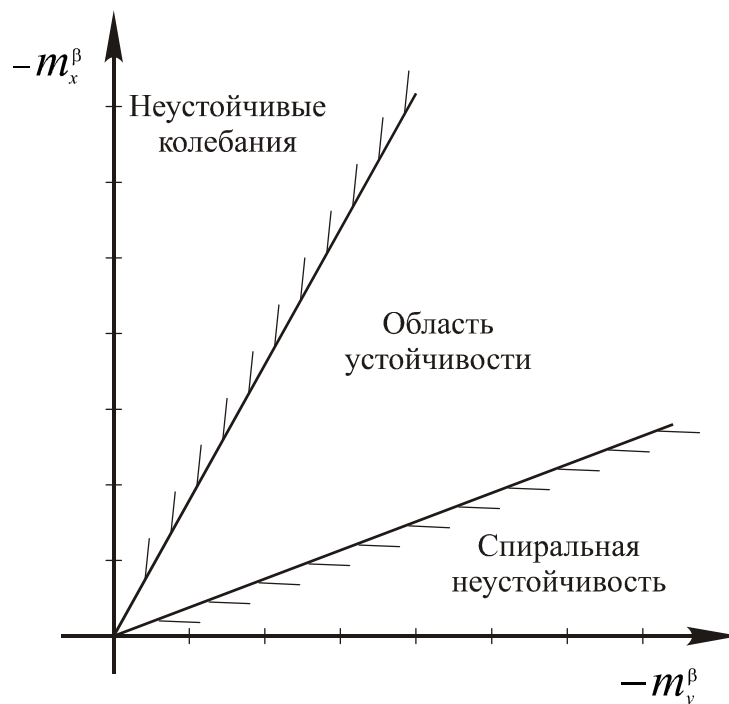


Рис.1. Границы устойчивости в координатах m_x^β, m_y^β при условии (4) [5]

При выполнении второго неравенства границы области устойчивости имеют вид, изображенный на рис. 2:

$$\operatorname{tg} \alpha_0 \left(m_x^{\omega_x} + \frac{c_z^\beta}{2} \right) + m_y^{\omega_x} < 0 \quad (5)$$

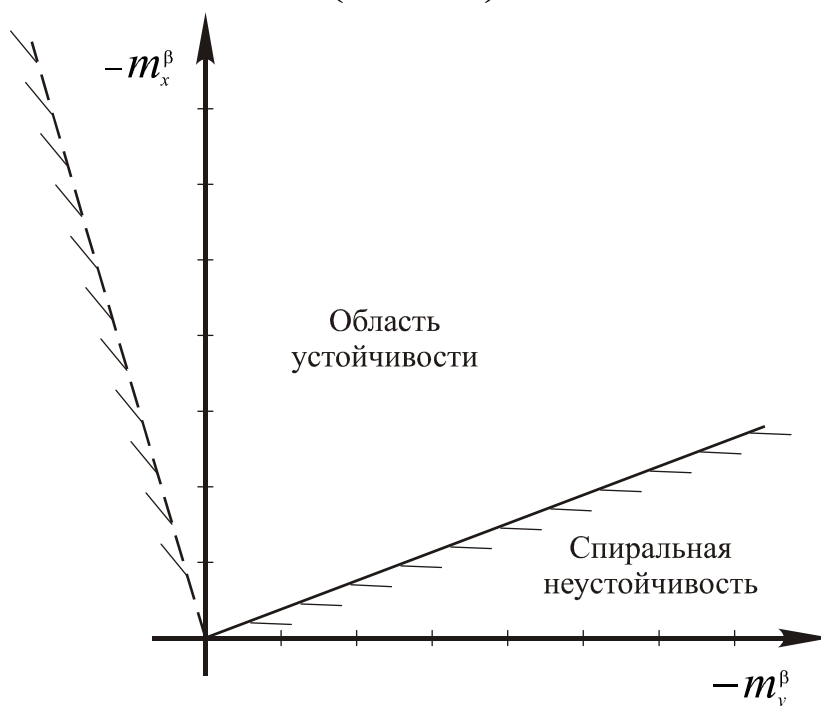


Рис. 2. Границы устойчивости в координатах m_x^β, m_y^β при условии (5) [5]

Существует еще одна особенность аэродинамических коэффициентов – это гистерезис [7], т. е., наблюдается неоднозначность в соотношении самих

аэродинамических характеристик. При различных скоростях изменения этих коэффициентов их значения будут различными.

Для более точной оценки соотношений аэродинамических коэффициентов и их областей следует определять их значения при крейсерском угле атаки $\alpha = \alpha_{кр}$, т. е. находить области не m_z и m_x , а $m_{zкр}$ и $m_{xкр}$. Необходимо также определять и первые производные по углу атаки в данной точке ($\alpha = \alpha_{кр}$) – m_x^α и m_y^β , т. е. проводить построение в рамках линейной теории для конкретного (крейсерского, взлет, посадка) режима полета, поскольку при различных режимах самолет выполняет различные задачи и рассмотрение их в комплексе является очень трудной задачей.

Необходимо отметить, что для различных типов самолетов соотношение аэродинамических коэффициентов будет различным.

Выводы

Полученные области могут быть широко применены как для проверочного расчета, так и для проектирования новых летательных аппаратов.

Особое внимание следует уделить проверке уже эксплуатируемого парка самолетов, так как многие из имеют большой налет, а следовательно, имеют отклонения от его проектных аэродинамических характеристик. Использование данных областей позволит корректировкой автопилота или устранение дефектов геометрии и системы управления продлить срок эксплуатации таких летательных аппаратов, а также вовремя снять с эксплуатации самолет, склонный к неустойчивому движению.

Список литературы

1. Г.Я. Зверев/ Оценка надежности изделия в процессе эксплуатации/ Г.Я. Зверев – М.: Машиностроение, 2006. – 96 с.
2. Г.С. Бюшгенс/ Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов/ Г.С. Бюшгенс – М: Машиностроение, 1995. – 772 с.
3. Б.Т. Горошенко/ Аэродинамика скоростного самолета/ Б.Т. Горошенко – М: Машиностроение, 1948. – 515 с.
4. А.Н. Акимов/ Метод и алгоритмы ограничения эксплуатационной области полетов для перспективного учебно-тренировочного самолета/ А.Н. Акимов, В.В. Воробьев, Н.Н. Долженков// Полет, 2005. – № 9. – С. 32 – 42.
5. Г.С. Бюшгенс/ Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения/ Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев – М.: Машиностроение, 1979. – 352 с.
6. В. Ф. Болотников/ Элементарный курс аэродинамики самолета/ В.Ф. Болотников – М: Воениздат, 1950. – 394 с.
7. И.В. Колин/ Временные реализации коэффициентов аэродинамических сил и моментов на прямоугольном крыле на режимах статического гистерезиса: И.В. Колин, Т.И. Трифонова, Д.В. Шуховцов// Журнал технической физики, 2001. – том 71. – вып. 7. – С.128 – 132.