

УДК: 629.7:015.7

Влияние расположения переднего горизонтального оперения на устойчивость, управляемость и маневренность самолета

Соколова А. А.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

e-mail: sokolovaanastasia@yahoo.com

Аннотация

В работе рассмотрено смещение аэродинамического фокуса самолета по направлению потока при его выходе на сверхзвуковые скорости в заданном диапазоне чисел Маха [$M < 5$], влияние такого смещения на устойчивость, управляемость и маневренность самолета. В работе предложены методы снижения негативных последствий, связанных со смещением фокуса, а так же способ сохранить заранее заданную степень устойчивости, либо неустойчивости самолета.

Ключевые слова: аэродинамика, аэродинамический фокус самолета, устойчивость самолета, управляемость самолета, маневренность самолета, сверхзвуковой диапазон скоростей, самолет с передним горизонтальным оперением

Введение

Прошло уже более шестидесяти лет с тех пор, как самолеты преодолели звуковой барьер. Этот значительный шаг повлек за собой существенные изменения в системах управления, в аэродинамических компоновках, появились сверхзвуковые профили и др.. Сейчас в аэродинамических лабораториях летательные аппараты (далее ЛА) достигают 9-10 Мах, Соединенные Штаты амбициозно заявляют, что к 2020 году самолеты выйдут на гиперзвуковые режимы полета [$M > 5$] – скоростной прогресс не стоит на месте. Но, к сожалению, это не значит, что сверхзвук изучен полностью – до сих пор остается нерешенным некоторый ряд характерных проблем: как справляться с температурными напряжениями, как спасать летчика, что делать с низкой управляемостью самолета? О

последнем и пойдет речь в моей работе. [1]

Устойчивость, управляемость и маневренность самолета

Устойчивость самолета – это свойство самолета восстанавливать без вмешательства пилота кинематические параметры невозмущенного движения и возвращаться к исходному режиму полета после прекращения действия возмущений. Рассматривая продольную устойчивость (далее устойчивость), стоит отметить, что она определяется положением аэродинамического фокуса (далее фокус) и центра тяжести друг относительно друга. Из определения фокуса (точка приложения вектора прироста подъемной силы, вызванного изменением угла атаки), очевидно, что, если фокус располагается за центром тяжести по направлению потока, то на увеличение угла атаки α самолет реагирует созданием пикирующего момента m_z , то есть стремится возвратиться к исходному режиму полета (рис. 1).

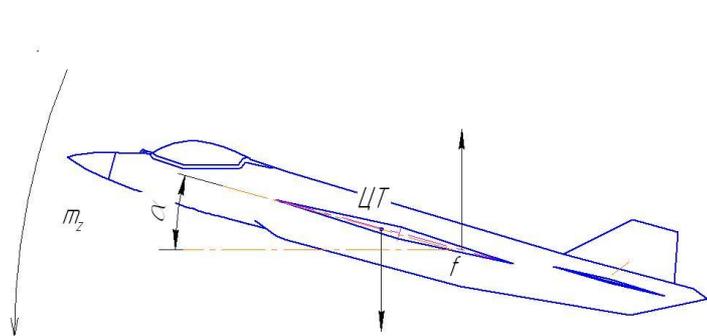


рис.1

Такие самолеты являются устойчивыми. Соответственно, при фокусе, расположенном перед центром тяжести, увеличение угла атаки α вызывает реакцию конструкции в добавочный кабрирующий момент m_z (рис. 2). Такие самолеты являются неустойчивыми. Степень устойчивости либо неустойчивости определяется расстоянием между центром тяжести и фокусом, которое будет являться плечом для создания продольных моментов m_z . Чем больше расстояние между центром тяжести и фокусом, тем больше момент m_z , а, соответственно, выше степень устойчивости или неустойчивости самолета.

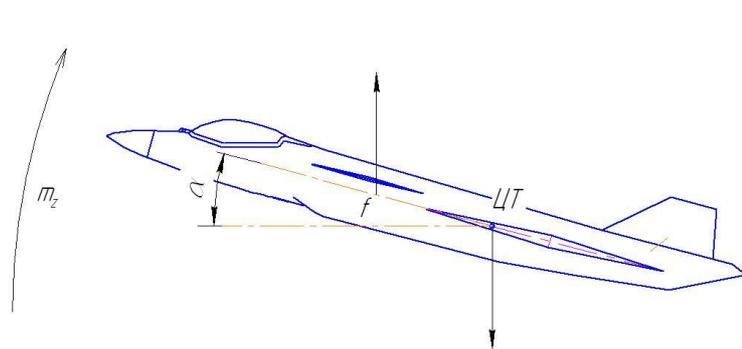


рис.2

Самолеты с заранее заданной статической неустойчивостью обладают повышенной маневренностью, что обуславливает целесообразность использования неустойчивых аэродинамических схем на боевых маневренных самолетах, то есть на истребителях различных типов. Одной из наиболее удачных статически неустойчивых аэродинамических схем является схема, в которой горизонтальное оперение (далее ГО) выносится перед крылом, то есть схема самолета с передним горизонтальным оперением (далее ПГО). [2, 3]

При выходе самолета на сверхзвуковые скорости наблюдается явление смещения положения фокуса по направлению потока. Для устойчивых схем плечо продольного момента m_z увеличится, соответственно, возрастет степень устойчивости самолета. Для неустойчивых схем плечо продольного момента m_z уменьшается, соответственно, уменьшается заранее заданная степень неустойчивости самолета. Такое явление имеет отрицательное влияние в обоих случаях – самолет теряет управляемость, а во втором случае пропадает маневренность. [1, 4, 5]

Методы сохранения устойчивости при движении самолета на сверхзвуковых скоростях

Из существующих способов уменьшения смещения фокуса можно выделить следующие разработки – самолеты с ПГО и самолеты с наплывом на крыле. Такие решения можно отнести к статическим – во время изменения скорости самолета, а, соответственно, и положения его фокуса, работает неизменяемая конструкция. Очевидно, что при динамических процессах (изменение скорости и положения фокуса) статическая конструкция не может работать эффективно, поэтому целесообразно решать такие проблемы с помощью динамической конструкции, то есть изменяемой в соответствии со сменами режимов полета. [3]

Для того, чтобы при переходе на сверхзвуковую скорость сохранить заранее заданную степень устойчивости, либо неустойчивости самолета, логично будет пытаться сместить

центр тяжести (смещение центровки) по направлению потока на такое же расстояние, на какое смещается фокус, тем самым сохраняя величину плеча продольного момента m_z , либо пытаться оставить на месте фокус самолета. Так, в сверхзвуковом бомбардировщике Ту-160 на сверхзвуке происходит смещение центровки за счет изменения стреловидности крыла и за счет перегонки топлива из одних топливных отсеков в другие.

Данная разработка относится к маневренным схемам самолета с ПГО и заключается в том, чтобы перемещать ПГО по оси ОХ, подобрав функцию перемещения так, чтобы фокус самолета оставался на месте с изменением скорости в сверхзвуковом диапазоне полета [$1 < M < 5$].

Проводимое исследование и анализ результатов

В исследовании задается общая геометрия неконкретного самолета типа маневренного истребителя с ПГО, моделируется аэродинамическая эквивалентная схема и производится эмпирический расчет положения фокуса при трех различных по координате Х установок ПГО для трех скоростных режимов: $M=0,5$; $M=1,5$; $M=2$. [6, 7]

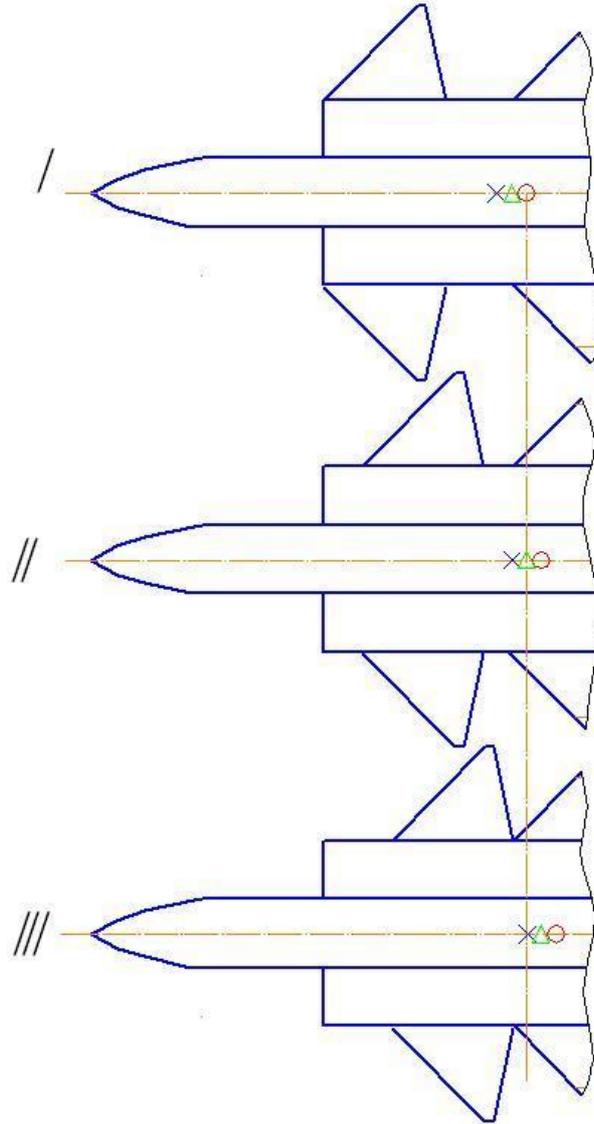


рис.3

На рисунке 3 частично изображены схемы с различным положением ПГО: положения I, II и III. Крестом отмечены положения фокуса для $M=0,5$, кругом – для $M=1,5$ и треугольником – для $M=2$. При расчетах координата фокуса в пол. I при $M=1,5$ оказалась примерно равной координате фокуса в пол. II при $M=2$ и координате фокуса в пол. III при $M=0,5$. Это наглядно представлено на графике (рис.4), а так же видно по вертикальной прямой, изображенной на рис.3.

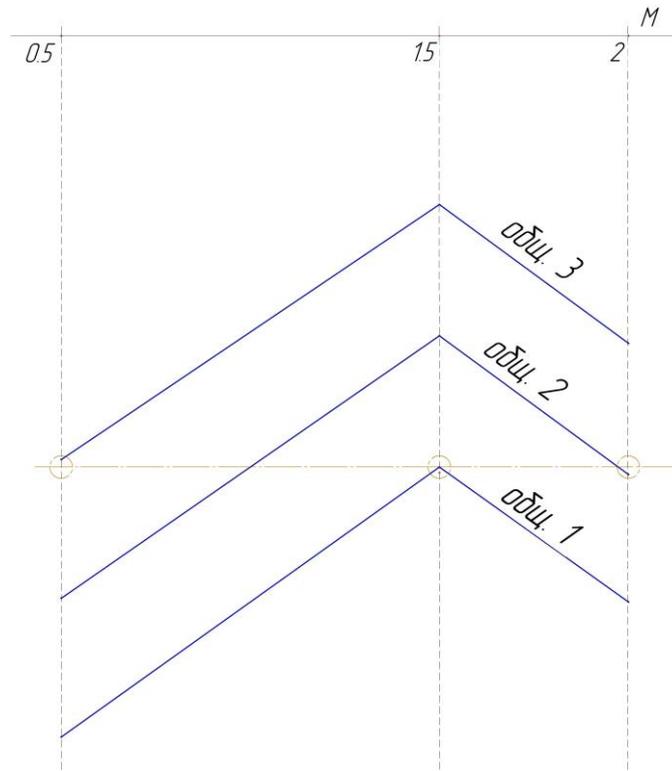


рис.4

То есть получается, что при скорости самолета $M=0,5$ ПГО должно находиться в пол.Ш, затем, при увеличении скорости до $M=1,5$, ПГО должно переместиться в пол.І, а при дальнейшем разгоне до $M=2$ ПГО должно принять пол.ІІ – тогда координата фокуса останется неизменной.

Выводы и заключение

Проведенное исследование позволяет сделать следующий вывод: взяв за основу идею перемещения ПГО и предположив конструкционную возможность такого перемещения, можно отследить закон смещения фокуса самолета с ПГО во всем скоростном диапазоне его полета и подобрать функцию перемещения оперения так, чтобы положение фокуса оставалось неизменным, либо смещалось минимально. Соответственно, сохраняется устойчивость, управляемость и маневренность на сверхзвуковых режимах полета.

В настоящее время рассматриваются варианты конструкторских решений, а так же выявляются трудности, которые могут возникнуть при эффективном маневрировании на сверхзвуковых скоростях.

Библиографический список:

1. Склянский Ф.И., Управление сверхзвукового самолета, Изд. Машиностроение, 1964г., 389с.

2. Артамонова Л.Г., Чернов Л.Г., Аэродинамика маневренных самолетов (особенности аэродинамического проектирования), Изд. МАИ, 1996г., 73с.
3. Андреев Ю.В., Особенности проектирования и перспективы развития маневренных самолетов, Изд. МАИ, 1999г., 68 с.
4. Богданов А.П., Виноградов Р.И., Сверхзвуковые крылатые летательные аппараты, Изд. Воениздат, 1961г., 317с.
5. Цихош Э., Сверхзвуковые самолеты, Изд. Мир, 1983г., 424с.
6. Артамонова Л.Г., Кузнецов А.В., Песецкая Н.Н., Поверочный расчет аэродинамических характеристик самолета, Изд. Москва, 2009г., 137с.
7. Бурого С.Г., Аэродинамический расчет маневренного ЛА, Изд. Москва, 1993г., 48с.