

Расчет коэффициентов подъемной силы и сопротивления в приборе AEROLOG

Алексей Шагинян

30 января 2013 г.

1 Компоненты подъемной силы

В приборе AEROLOG вычисляются полные коэффициенты подъемной силы и сопротивления модели самолета и на их основе полная величина подъемной силы, силы сопротивления и аэродинамическое качество. Поскольку как именно эти величины вычисляются в симуляторе точно неизвестно, то за основу взяты формулы из традиционной аэродинамики и многочисленных статей поясняющих смысл различных величин записанных в файл модели.

Главное назначение подобных вычислений построение поляры самолета, т.е. зависимости полного коэффициента подъемной силы от полного коэффициента сопротивления.

Вполне возможно, что в приборе учтены не все возможные компоненты указанных величин. Автор будет признателен за любого рода критические замечания и дополнения.

Компоненты подъемной силы, учитываемые в симуляторе, могут быть представлены в следующем виде:

$$L = L_{\text{Wing}} + L_{\text{elevator}} + L_{\text{flaps}} + L_{\text{spoilers}} + L_{\text{stabilizer}} . \quad (1)$$

Соответственно этому определяются и коэффициенты подъемной силы. В таблице 1 перечислены коэффициенты учитываемые симулятором при расчете полного коэффициента подъемной силы. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла $C_{L_{\text{Wing}}}$ от угла атаки фюзеляжа α в симуляторе дается записями 0x404 или 0x1547. В первую очередь определяется наличие записи 0x404, если она присутствует коэффициент подъемной силы крыла берется из нее, если отсутствует из записи 0x1547. В симуляторе учитывается влияние на коэффициент подъемной силы крыла сжимаемости воздуха (т. е. числа Маха полета) и близости Земной поверхности на масштабах сравнимых с размахом крыла (т. н. «воздушная подушка» или ground effect). Для установившегося полета на неизменном угле атаки и тангажа можно записать:

$$C_{L_{\text{Wing}}} = C_{L_\alpha}(\alpha) S_\alpha(M) S(H) C_{\text{cruise}} ,$$

где: C_{L_α} – коэффициент подъемной силы крыла из записи 0x404 или 0x1547 для данного угла атаки фюзеляжа; $S_\alpha(M)$ – функция числа Маха из записи 0x401 AIR-файла учитывающая сжимаемость воздуха; $S(H)$ – функция высоты над Земной поверхностью из записи 0x400 AIR-файла учитывающая ground effect; C_{cruise} – константа указанная в файле Aircraft.cfg которая позволяет влиять на коэффициент подъемной силы крыла без вмешательства в AIR-файл.

Также в симуляторе учитывается влияние числа Маха полета на коэффициент подъемной силы связанный со скоростью изменения угла атаки $C_{L_{\dot{\alpha}}}(\dot{\alpha})$ и с угловой скоростью изменения тангажа $C_{L_Q}(Q)$. Тогда:

$$C_{L_{\text{Wing}}} = C_{L_\alpha}(\alpha) S_\alpha(M) S(H) C_{\text{cruise}} + C_{L_{\dot{\alpha}}}(\dot{\alpha}) S_{\dot{\alpha}}(M) + C_{L_Q}(Q) S_Q(M) .$$

Что касается зависимости коэффициентов подъемной силы возникающих при отклонении управляющих поверхностей, то здесь используется линейная зависимость от отклонения и учитывается влияние числа Маха на эффективность руля высоты и отклоненного стабилизатора (который является с симуляторы триммером в продольном канале управления).

В результате получаем выражение для полного коэффициента подъемной силы в виде

$$C_L = C_{L_\alpha}(\alpha) S_\alpha(M) S(H_R) C_{\text{cruise}} + C_{L_{\dot{\alpha}}}(\dot{\alpha}) S_{\dot{\alpha}}(M) + C_{L_Q}(Q) S_Q(M) + \\ C_{L_{\delta_e}}(\delta_e) S_e(M) k_e(\bar{q}) + C_{L_{\delta_f}}(\delta_f) + C_{L_{\delta_s}}(\delta_s) + C_{L_{\delta_h}}(\delta_h) + S_{ih}(M) i_h . \quad (2)$$

в котором $S_e(M)$ – функция числа Маха из записи 0x410 AIR-файла учитывающая влияние сжимаемости воздуха на эффективность руля высоты; $k_e(\bar{q})$ – функция скоростного напора $\bar{q}$ из записи 0x517 учитывающая изменение эффективности руля высоты в зависимости от скоростного напора; $S_{ih}(M)$ – функция числа Маха из записи 0x413 учитывающая влияние сжимаемости воздуха на эффективность стабилизатора. В таблице 2 перечислены множители, учитывающие зависимость коэффициентов подъемной силы от числа Маха.

Следующий фрагмент кода из прибора показывает, как происходит вычисление полного коэффициента подъемной силы на основании вышеуказанных формул:

```
CL = CL_alpha * CL0_mach_scalar * ground_scalar * craft.cruise_lift_scalar +
      CL.q * (sim.Q*3.14/180) * CLq_mach_scalar +
      CL.adot * (sim.Qdot*3.14/180) * CLad_mach_scalar +
      CL.df * flaps_deflection +
      CL.de * elevator_deflection * CLde_mach_scalar * elevator_elasticity +
      CL.dh * trim_deflection * CLih_mach_scalar +
      CLih_mach_scalar * (craft.htail_incidence*3.14/180);
```

2 Компоненты сопротивления

Как следует из основных принципов аэродинамики соотношение между коэффициентами сопротивления и подъемной силы в симуляторе предполагается следующим:

$$C_D = C_{D_{0_{clean}}} + \Delta C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR_w e}. \quad (3)$$

где: $C_{D_{0_{clean}}}$ – коэффициент сопротивления в чистой конфигурации не зависящий от угла атаки (zero-lift drag coefficient); ΔC_{D_0} – слагаемое, увеличивающее коэффициент сопротивления за счет изменения конфигурации; $C_{D_i} = C_L^2 / \pi AR_w e$ – коэффициент индуктивного сопротивления (зависящий от угла атаки); $AR_w = b^2 / S_w$ – характеристическое соотношение крыла (aspect ratio), b – средняя аэродинамическая хорда, S_w – площадь крыла; e – коэффициент аэродинамической эффективности (Oswald's efficiency factor); C_L – полный коэффициент подъемной силы. Такое соотношение между коэффициентами сопротивления и подъемной силы называется параболической полярой сопротивления (parabolic drag polar).

Пример соотношения между коэффициентами сопротивления и подъемной силы основанного на параболической поляре сопротивления показан на графике. На этом графике имеются три кривые: (C_D, C_L) , $(C_L/C_D, C_L)$ и (C_L^3, C_D^2) . Каждая кривая изображена относительно своей оси расположенной внизу графика.

$$C_{D_0} = C_{D_0}(M) + C_{D_{gears}} + C_{D_{flaps}} + C_{D_{spoilers}}$$

В симуляторе коэффициент сопротивления C_{D_0} не зависящий от угла атаки указывается явным образом в AIR-файле модели. Имеется также множитель $S_{D_0}(M)$ определяющий влияние числа Маха на этот коэффициент. Кроме того дополнительный постоянный множитель C_p находится в файле Aircraft.cfg и позволяет влиять на коэффициент сопротивления без вмешательства в AIR-файл. Тогда в чистой конфигурации получаем:

$$C_{D_{0_{clean}}} = C_{D_0} S_{D_0}(M) C_p$$

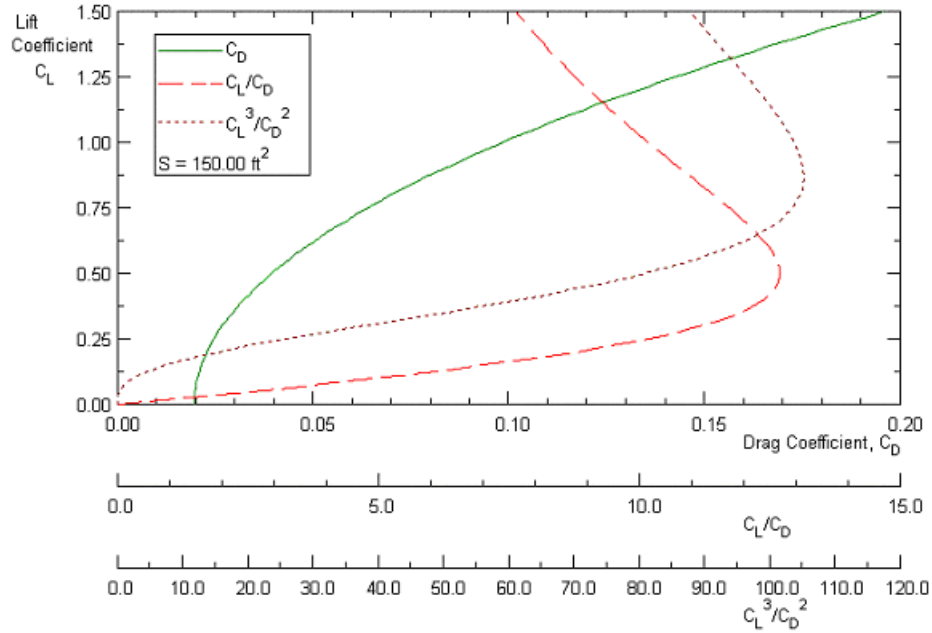
где: C_{D_0} – коэффициент сопротивления из записи 0x1101 или 0x1540 AIR-файла; $S_{D_0}(M)$ – функция числа Маха из записи 0x430 AIR-файла; C_p – константа указанная в файле Aircraft.cfg.

Слагаемое, увеличивающее коэффициент сопротивления за счет изменения конфигурации, состоит в свою очередь из следующих компонентов:

$$\Delta C_{D_0} = C_{D_{gears}} + C_{D_{flaps}} + C_{D_{spoilers}}$$

где: $C_{D_{gears}}$ – коэффициент сопротивления за счет выпуска шасси; $C_{D_{flaps}}$ – коэффициент сопротивления за счет выпуска закрылков и предкрылков; $C_{D_{spoilers}}$ – коэффициент сопротивления за счет отклонения спойлеров.

Рис. 1: Различные варианты представления параболической поляры сопротивления



$$\Delta C_{D_0} = C_{D_{\delta g}} \delta g + C_{D_{\delta f}} \delta f + C_{D_{\delta s}} \delta s$$

Величина изменения положения шасси δg , закрылков δf , спойлеров δs в симуляторе изменяется от нуля до 16383 – полное отклонение. В таблице 3 перечислены коэффициенты учитываемые симулятором при расчете полного коэффициента сопротивления.

Следующий фрагмент кода из прибора показывает, как происходит вычисление полного коэффициента сопротивления на основании вышеуказанных формул:

```
cl = CL_from_alpha(g_pList, alpha);
AR = craft.wing_span*craft.wing_span/craft.wing_area;
CD0 = CD.zero * CD0_mach_scalar* craft.parasite_drag_scalar;
CDi = cl*cl * craft.induced_drag_scalar/(3.14*AR*craft.oswald_efficiency_factor);
CD = CD0 + CDi + CD.flaps, flaps_position +
    CD.gear*gear_position + CD.flaps*flaps_position + CD.spoilers*spoilers_position;
```

Таблица 1: Компоненты полного коэффициента подъемной силы

Коэффициент	Происхождение коэффициента
$C_{L\dot{\alpha}}$	скорость изменения угла атаки
C_{LQ}	угловая скорость изменения тангажа
$C_{L\delta_e}$	отклонение руля высоты
$C_{L\delta_f}$	отклонение закрылков
$C_{L\delta_h}$	отклонение стабилизатора
$C_{L\delta_s}$	отклонение спойлеров
$C_{L_{ih}}$	установочный угол горизонтального оперения

Таблица 2: Множители, учитывающие зависимость от числа Маха

Множитель числа Маха	Номер таблицы в AIR-файле	Множитель учитывает влияние на коэффициент подъемной силы
S_α	0x401	угла атаки
S_{δ_e}	0x410	отклонения руля высоты
$S_{\dot{\alpha}}$	0x411	скорости изменения угла атаки
S_Q	0x412	угловой скорости тангажа
S_{ih}	0x413	угла горизонтального оперения

Таблица 3: Компоненты полного коэффициента сопротивления

Коэффициент	Происхождение коэффициента
C_{D_0}	сопротивление трения в чистой конфигурации
$C_{D\delta_g}$	выпуск шасси
$C_{D\delta_f}$	отклонение закрылков
$C_{D\delta_s}$	отклонение спойлеров